

Institutsbericht

IB 111-2014/35

Studienarbeit

**Untersuchung des Abfangmanövers
eines Verkehrsflugzeuges mit aktivem Hochauftriebssystem
während eines Landevorganges**

Tobias Spuhler

DLR

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

77 Seiten

38 Abbildungen

13 Tabellen

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Institut für Flugsystemtechnik

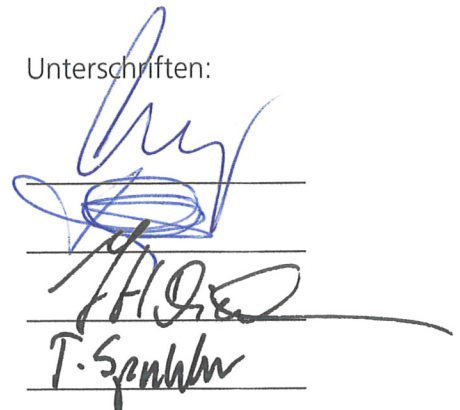
Abteilung Flugdynamik und Simulation

Stufe der Zugänglichkeit: I, intern und extern unbeschränkt zugänglich

Braunschweig, 5. September 2014

Unterschriften:

Institutsdirektor:	Prof. Dr.-Ing. S. Levedag
Abteilungsleiter:	Prof. Dr.-Ing. K.-U. Hahn
Betreuer:	Dipl.-Ing. J. H. Diekmann
Verfasser:	Tobias Spuhler, B.Sc.





Studienarbeit

am

**Institut für Flugsystemtechnik
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)**

Thema: Untersuchung des Abfang-Manövers eines Verkehrsflugzeuges
mit aktivem Hochauftriebssystem während eines Landevorganges

eingereicht von: Tobias Spuhler (Matrikel-Nr.: 2877042)

eingereicht am: 27. Juni 2014

Institutsleiter: Prof. Dr.-Ing. Stefan Levedag

Betreuer: Dipl.-Ing. Jobst H. Diekmann

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	1
2	Flugzeugmodell	3
2.1	Referenzflugzeug	3
2.2	Aktiver Hochauftrieb	4
3	Abfangbogen und Abfangregler	7
3.1	Theorie des Abfangbogens und Definition der Abfangkonstante	7
3.2	Aufbau und Funktion des Abfangreglers	10
4	Abfangmanöver - Einflussgrößen und operationelle Grenzen	13
4.1	Ausgangsflugzustände und Grenzwerte	13
4.1.1	Flugzustände vor Einleiten des Abfangmanövers	14
4.1.2	Manövergrenzen	17
4.2	Abfangmanöver - Durchführung und Einflussgrößen	19
4.2.1	Durchführung und Beispiel eines Abfangmanövers	19
4.2.2	Einfluss von Abfanghöhe und Flugbahnwinkel	24
4.2.3	Einfluss von Ausblaskoeffizient und Referenzgeschwindigkeit	30
4.2.4	Einfluss von Schwerpunktlage und Referenzgeschwindigkeit	35
4.3	Operationelle Grenzen	40
4.3.1	Flugbereich mit Sicherheitsmarge vor Überziehen des Tragflügels . . .	41
4.3.2	Flugbereich mit Sicherheitsmarge vor Überziehen des Tragflügels und des Höhenleitwerkes	49
5	Zusammenfassung und Ausblick	57
	Literaturverzeichnis	59

Anhang	60
A Modelle und Code des Abfangreglers	61

Abbildungsverzeichnis

2.1	Graphische Darstellung des Referenzflugzeuges	3
2.2	Anstieg des Auftriebsbeiwertes in Abhängigkeit des Ausblaskoeffizienten . . .	5
2.3	Modellierter Verlauf des Auftriebsbeiwertes über dem Anstellwinkel für unterschiedliche Ausblaskoeffizienten	6
2.4	Einfluss der Senknase auf den Verlauf des Auftriebsbeiwertes über dem Anstellwinkel	6
3.1	Abfangtrajektorie	8
3.2	Aufsetzstrecke eines Verkehrsflugzeuges in Abhängigkeit des Lastvielfachen .	9
3.3	Vereinfachte Darstellung des Basisreglers	10
3.4	Vereinfachte Darstellung des Abfangreglers	12
4.1	Verlauf der Höhe, der Fluggeschwindigkeit, des Schubes und der Sinkrate des Beispielmanövers	21
4.2	Verlauf des Anstellwinkels, des Längslagewinkels, des Höhenruderausschlages und des Lastvielfachen des Beispielmanövers	22
4.3	Aufsetz-Sinkrate in Abhängigkeit der Abfanghöhe und des Flugbahnwinkels, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach <i>FAR</i>	25
4.4	Längslagewinkeln beim Aufsetzen in Abhängigkeit der Abfanghöhe und des Flugbahnwinkels, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach <i>FAR</i>	26
4.5	Maximales Lastvielfaches in Abhängigkeit der Abfanghöhe und des Flugbahnwinkels, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach <i>FAR</i>	27
4.6	Abfangstrecke in Abhängigkeit des maximalen Lastvielfachen und des Flugbahnwinkels, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach <i>FAR</i>	28
4.7	Abfanghöhe in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und des Ausblaskoeffizienten, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach <i>FAR</i>	31
4.8	Längslagewinkeln beim Aufsetzen in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und des Ausblaskoeffizienten, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach <i>FAR</i>	32

4.9	Maximales Lastvielfaches in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und des Ausblaskoeffizienten, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR	33
4.10	Abfangstrecke in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und des Ausblaskoeffizienten, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR	34
4.11	Abfanghöhe in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR	36
4.12	Längslagewinkeln beim Aufsetzen in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR	37
4.13	Maximales Lastvielfaches in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR	38
4.14	Abfangstrecke in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR	39
4.15	Trim- und Aufsetz-Längslagewinkeln in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $C_\mu = 0.0245$	42
4.16	Trim- und Aufsetz-Längslagewinkeln in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $C_\mu = 0.0330$	43
4.17	Trim- und Aufsetz-Längslagewinkeln in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $C_\mu = 0.0433$	44
4.18	Graphische Darstellung der operationellen Grenzen bei FAR- V_S	48
4.19	Längslagewinkeln beim Aufsetzen, $C_\mu = 0.0330$, $V_S = V_{S_{stab}}$	50
4.20	Längslagewinkeln beim Aufsetzen, $C_\mu = 0.0433$, $V_S = V_{S_{stab}}$	51
4.21	Graphische Darstellung der operationellen Grenzen bei FAR- V_S u. $V_{S_{stab}}$	56
A.1	Hauptstruktur zur Durchführung des Abfangmanövers	61
A.2	Abfangregler	62
A.3	Regelgesetz zur Bestimmung der Abfangtrajektorie mit Abfangkonstante K	62
A.4	Steuerung des Ausblaskoeffizienten C_{mu}	63
A.5	Schub- und Geschwindigkeitssteuerung	63
A.6	Geschwindigkeitssteuerung	64
A.7	Schubsteuerung	64
A.8	Steuerung zur Propellerblattverstellung	65
A.9	Code zur Vorgabe der Abfangparameter	65

Tabellenverzeichnis

4.1	Parameter der Flugzeugkonfigurationen und der getrimmten Flugzustände	16
4.2	Zusammenfassung der Grenzwerte	18
4.3	Eingangsgrößen des Abfangmanöver-Beispiels	20
4.4	Ergebnisse des Beispiels bei Forderung von $\dot{h}_{Td} = -0.5 \frac{m}{s}$	23
4.5	Trimmzustände für $C_\mu = 0.0330$, $CG = 30.0 \%MAC$ und $V_{Trim} = V_{ref}$ nach FAR	24
4.6	Trimmzustände für $CG = 30.0 \%MAC$ und $V_{Trim} = V_{ref}$ nach FAR	30
4.7	Trimmzustände für $C_\mu = 0.0433$ und $V_{Trim} = V_{ref}$ nach FAR	35
4.8	Trimmzustände zur Ermittlung des Flugbereiches bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR, $h_{Trim} = 30.0 m$	41
4.9	Vordere und hintere Schwerpunktgrenzen mit Sicherheitsmarge vor Überziehen des Tragflügels bei $C_\mu = 0.0330$	46
4.10	Vordere und hintere Schwerpunktgrenzen mit Sicherheitsmarge vor Überziehen des Tragflügels bei $C_\mu = 0.0433$	47
4.11	Trimmzustände zur Ermittlung des Flugbereiches bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V_{S_{stab}}$, $h_{Trim} = 30.0 m$	50
4.12	Vordere und hintere Schwerpunktgrenzen mit Sicherheitsmarge vor Überziehen des Tragflügels und des Höhenleitwerkes bei $C_\mu = 0.0330$	53
4.13	Vordere und hintere Schwerpunktgrenzen mit Sicherheitsmarge vor Überziehen des Tragflügels und des Höhenleitwerkes bei $C_\mu = 0.0433$	55

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
BLC	Boundary Layer Control
CC	Circulation Control
CG	Center of Gravity
DFG	Deutsche Forschungsgemeinschaft
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
FAR	Federal Aviation Regulations
ISA	International Standard Atmosphere
MAC	Mean Aerodynamic Chord
SFB	Sonderforschungsbereich
STOL	Short Take-Off and Landing

Formelzeichen

Zeichen	Bedeutung	Dimension
α	Anstellwinkel	°
β	Wölbungswinkel	°
γ	Flugbahnwinkel	°
δ	Ausschlagwinkel	°
η	Höhenruderausschlag	°
Θ	Längslagewinkel	°
A	Auftrieb	N
C_μ	Ausblaskoeffizient	—
C_A, C_L	Auftriebsbeiwert	—
g	Erdbeschleunigung, $g = 9.80665 \frac{m}{s^2}$	$\frac{m}{s^2}$
h	Höhe über Grund	m
K	Abfangkonstante	—
k	Verstärkungsfaktor	—
m	Masse	kg
\dot{m}_{jet}	Massestrom der Ausblasung	$\frac{kg}{s}$
n_z	Lastvielfaches	—
q	Nickrate	$\frac{°}{s}$
q_∞	Staudruck	$\frac{kg}{m \cdot s^2}$
r	Abstand zwischen zwei Angriffspunkten	m
r_z	Radius des Abfangbogens	m

Zeichen	Bedeutung	Dimension
S	Flügelfläche	m^2
T	Schub	N
t	Zeit	s
\dot{v}_{jet}	Ausblasgeschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
V	Geschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
w	Vertikalgeschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
x	Abfangstrecke	m

Index	Bedeutung
0	Flare Initialization
comm	command
dyn	dynamic
Fl	Flap
L	Landing
Lim	Limit
max	maximum
min	minimum
ref	reference
S	Stall
Stab	Stabilizer
stat	static
TAS	True Air Speed
Td	Touch down
Trim	Trim Condition

1 Einleitung

Verkehrsflugzeuge sollen effizienter, leiser und umweltschonender werden. Und jedes Jahr müssen mehr zur Deckung der steigenden Nachfrage im Passagierluftverkehr in den Dienst gestellt werden, wodurch die Anzahl der jährlichen Flugbewegungen zunimmt. Eine aktuelle Marktstudie sieht einen jährlichen Passagierzuwachs im weltweiten Luftverkehr von ca. 4.7 % in den Jahren von 2013 bis 2032 vor [1]. Die Flughäfen müssen ebenfalls wachsen, um sowohl der Passagiernachfrage als auch den damit steigenden jährlichen Flugbewegungen gerecht zu werden. In dicht besiedelten Regionen können Flughäfen aber an ihr absolutes Limit geraten; der Neu- und Ausbau internationaler Flughäfen - wie z.B. in Deutschland - ist mit politischen und ökologischen Problemen sowie vor allem mit räumlichen Beschränkungen schwierig. Eine Möglichkeit zur Kapazitätserweiterung besteht darin, mehr Flugverkehr auf kleine Flughäfen mit Bahnen von max. 1000 m Länge zu verlagern. Zukünftige Verkehrsflugzeuge müssen hierfür Kurzstart- und Kurzlandeeigenschaften aufweisen. Durch die Erhöhung des Auftriebsbeiwertes können Start- und Landegeschwindigkeiten niedriger gewählt werden, die Start- und Landestrecken verkürzen sich. Allerdings sind damit Leistungssteigerungen der Hochauftriebssysteme erforderlich. Zusätzlich ermöglichen verbesserte Hochauftriebssysteme steilere Ab- und Anflüge, die die Lärmbelastung reduzieren können.

Die Deutsche Forschungsgemeinschaft (*DFG*) gründete den Sonderforschungsbereich 880 (*SFB* 880) als ein Gemeinschaftsprojekt mehrerer Institutionen zur Erforschung eines neuartigen Flugzeugkonzeptes mit einem aktiven Hochauftriebssystem. Dieser Sonderforschungsbereich entwickelt einen Flugzeugentwurf eines Flugzeuges mit Kurzstart- und Kurzlandeeigenschaften (engl. *STOL* - Short Take-Off and Landing) für Kurz- und Mittelstreckenflüge bei einer max. Passagierkapazität von 100 Fluggästen. Dafür entwarf das Institut für Flugzeugbau und Leichtbau der TU Braunschweig einen Gesamtentwurf als Referenzflugzeug. Dieses Referenzflugzeug dient als Basis weiterer Forschung und Entwicklung durch andere Institutionen innerhalb des Sonderforschungsbereiches. Für die Untersuchung der Flugdynamik dieses Referenzflugzeuges entwickelt das Institut für Flugsystemtechnik des *DLR* ein Simulationsmodell. Hiermit können Start- und Landevorgänge oder auch kritische Flugzustände, wie z.B. bei einem Triebwerksausfall, untersucht werden.

Das Ziel dieser Arbeit ist die Analyse des Abfangverhaltens und der Einflussgrößen auf ein Abfangmanöver vor der Landung mit dem Referenzflugzeug. Bisherige Untersuchungen unter den behördlich vorgeschriebenen Referenzgeschwindigkeiten ergaben im Landeanflug unkonventionelle Längslagen ($\Theta < -5.0^\circ$). Es wird untersucht, ob diese für die Landung sicherheitskritischen Ausgangslagen zum Ende der Abfangmanöver verändert werden können, und in welcher Form die dafür notwendigen Manöver gestaltet sein müssen, um eine Landung mit positiver Längslage durchführen zu können. Die Untersuchung betrachtet das Flugverhalten im stabilisierten Endanflug mit anschließendem Abfangmanöver bis zum Bodenkontakt. Für die Durchführung des Abfangmanövers wird mithilfe des bestehenden Simulationsmodells eine geeignete Prozedur entwickelt.

Das zweite und dritte Kapitel dieser Arbeit dient der kurzen Einführung in die Technologie des aktiven Hochauftriebs und der Einführung in das Abfangmanöver vor der Landung. Es werden die aerodynamischen Eigenschaften und Herausforderungen des Hochauftriebssystems beschrieben sowie theoretische Grundlagen des Abfangbogens erläutert. Weiterhin werden Aufbau und Funktion eines Abfangreglers zur Durchführung der Manöver dargestellt.

Im vierten Kapitel werden die Einflussgrößen auf das Abfangmanöver sowie die operationellen Grenzen ermittelt. Hier werden die kritischen Flugzustände und Flugparameter analysiert und vor allem der Einfluss des aktiven Hochauftriebssystems herausgestellt.

Die Arbeit schließt mit einer Zusammenfassung der erworbenen Erkenntnisse ab und gibt am Ende einen Ausblick.

2 Flugzeugmodell

Das Institut für Flugsystemtechnik des *DLR* entwickelt für die Untersuchung der Flugdynamik bei aktivem Hochauftrieb ein Simulationsmodell auf der Grundlage des Flugzeugentwurfes der TU Braunschweig. Dieses Modell basiert auf *Matlab/Simulink*® und beinhaltet verknüpfte Untermodelle zur Simulation, wie z.B. der Steuerungssysteme des Flugzeuges, der Triebwerke, der Aerodynamik sowie der Atmosphäre. Hiermit lässt sich das Flugverhalten aus unterschiedlichen Flugzuständen bei Steuereingaben unter aerodynamischen und atmosphärischen Einflüssen analysieren. Die folgenden Abschnitte beschreiben das Referenzflugzeug sowie die aerodynamischen Effekte bei aktivem Hochauftrieb.

2.1 Referenzflugzeug

Das Referenzflugzeug ist der Entwurf für ein zweistrahliges Turboprop-Flugzeug mit einer maximalen Passagierkapazität von 100 Fluggästen und einem aktiven Hochauftriebssystem. Mit dem Einsatz von sechs angeblasenen Coandă-Klappen an jedem Tragflügel sollen Auftriebsbeiwerte bis $C_A > 3.5$ erreicht werden. Die hierfür notwendige Druckluft wird als Zapfluft von den Triebwerken bereitgestellt.

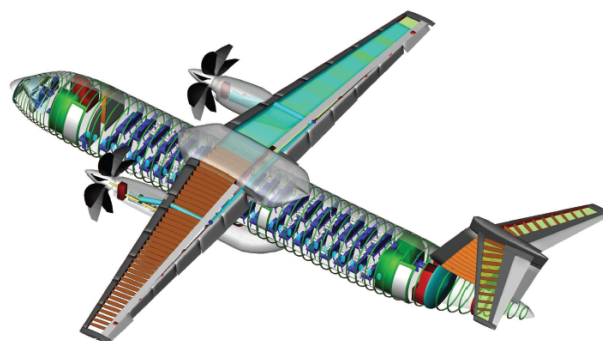


Abbildung 2.1: Graphische Darstellung des Referenzflugzeuges [2]

2.2 Aktiver Hochauftrieb

Im Unterschied zu passiven Hochauftriebssystemen, deren Komponenten nur die Anströmung, resultierend aus der Flugzeugbewegung, zur Auftriebssteigerung nutzen, wird bei aktiven Hochauftriebssystemen die Umströmung der Komponenten zusätzlich durch Energiezufuhr beeinflusst. Damit können große Auftriebsbeiwerte erreicht werden, die aufgrund physikalischer Grenzen mit passiven Hochauftriebssystemen unmöglich sind. Auftriebssteigerungen sind z.B. durch das Überblasen der Hinterkantenklappen durch den Triebwerksstrahl möglich. Ebenso kann Druckluft erzeugt und über Hinterkantenklappen geblasen werden. Diese Möglichkeit ist für das Referenzflugzeug vorgesehen.

Wird Druckluft über die Klappenoberfläche geblasen, bleibt die Strömung, unter Ausnutzung des Coandă-Effektes, bei großen Klappenwinkeln anliegend. Für die Landung ist derzeit ein Klappenwinkel von $\delta_{Fl} = 65.0^\circ$ vorgesehen. Die Klappen können hiermit selbst bei einer geringen Fläche und einem einfachen Aufbau große Auftriebsbeiwerte liefern.

Die Ausblasstärke beeinflusst direkt den Auftriebsbeiwert und wird mit dem dimensionslosen Ausblaskoeffizienten C_μ beschrieben. Damit stellt dieser zusätzlich zum Klappenausschlag eine wichtige Angabe zur Größe des Auftriebsbeiwertes dar:

$$C_\mu = \frac{\dot{m}_{jet} \cdot v_{jet}}{q_\infty \cdot S_{ref}} \quad (2.1)$$

Der Ausblaskoeffizient nimmt bei einem höheren Massestrom \dot{m}_{jet} und einer höheren Ausblasgeschwindigkeit v_{jet} zu. Eine Verringerung des Staudruckes q_∞ führt ebenfalls zum Anstieg des Ausblaskoeffizienten; dies ist für den Langsamflug und bei Bedingungen unter geringerer Luftdicke von Vorteil.

Die Abbildung 2.2 stellt den qualitativen Verlauf des Auftriebsbeiwertes in Abhängigkeit des Ausblaskoeffizienten dar. Der Verlauf zeigt einen steilen Anstieg des C_A bei steigendem C_μ , bis bei einem Referenzwert eine Abschwächung des Anstiegs des C_A -Wertes einsetzt. Unterhalb des Referenzwertes liegt eine Grenzschichtbeeinflussung (*Boundary Layer Control, BLC*) vor, die Strömung ist in diesem Bereich noch teilweise von der Klappe gelöst. Oberhalb des Referenzwertes entsteht eine neue Zirkulation (*Circulation Control, CC*), hier liegt die Strömung vollständig auf der Klappe an. Das Aerodynamikmodell sieht Ausblaskoeffizienten von $C_{\mu,min} = 0.0245$, $C_{\mu,ref} = 0.0330$ und $C_{\mu,max} = 0.0450$ vor. Unterhalb von $C_{\mu,min}$ wird die Strömung bei Vollausschlag als komplett von der Klappe abgelöst betrachtet.

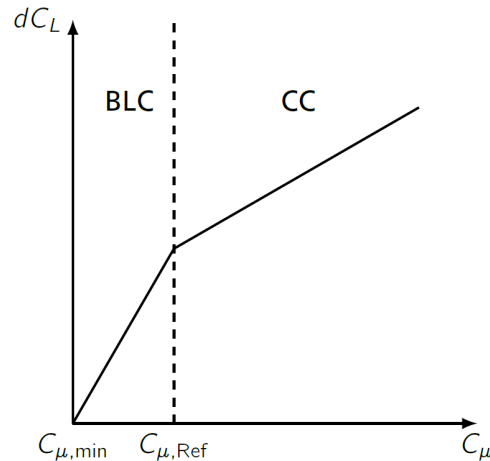


Abbildung 2.2: Anstieg des Auftriebsbeiwertes in Abhängigkeit des Ausblaskoeffizienten [2]

Im Laufe der Erforschung dieses Flugzeugkonzeptes stellte sich heraus, dass der Tragflügel unter Einsatz des aktiven Hochauftriebssystems bei zu geringen Anstellwinkeln ablöst. Je stärker die Ausblasung wird, desto geringer wird der Anstellwinkel, bei welchem die Strömung abzulösen beginnt (vgl. 2.3). Zudem erfolgte die Ablösung an der Tragflügelvorderkante, was einen abrupten Auftriebszusammenbruch kurz nach Überschreiten des maximalen Anstellwinkels hervorruft. Es ergab sich auch, dass vorgeschriebene Referenzgeschwindigkeiten bei Landungen zu ausschließlich negativen Flugzeuglängslagen führen, die eine Landung konstruktionsbedingt¹ unmöglich machen. Um diese Flugeigenschaften zu verbessern, mussten aerodynamische Eigenschaften verändert werden. Der Entwurf wurde zusätzlich mit einem passiven Hochauftriebssystem, einer Senknase, erweitert. Mit dieser Absenkung der Tragflügelvorderkante können größere Anstellwinkel (vgl. Abb. 2.4) und Längslagewinkel bei geringerer Fluggeschwindigkeit eingenommen werden. Beim Überschreiten des maximalen Anstellwinkels beginnt die Strömung durch Einsatz der Senknase an den Klappen abzulösen - es stellt sich ein „gutmütiges“ Überziehverhalten ein, der Auftrieb beginnt, langsam abzufallen. Diese Verbesserung der Flugeigenschaften, insbesondere der zu erwartenden positiven Längslagen bei der Landung, gibt Anlass zur Untersuchung des Abfangverhaltens dieses Flugzeuges.

¹Das Referenzflugzeug ist nicht für ein erstes Aufsetzen des Bugfahrwerks bei der Landung ausgelegt.

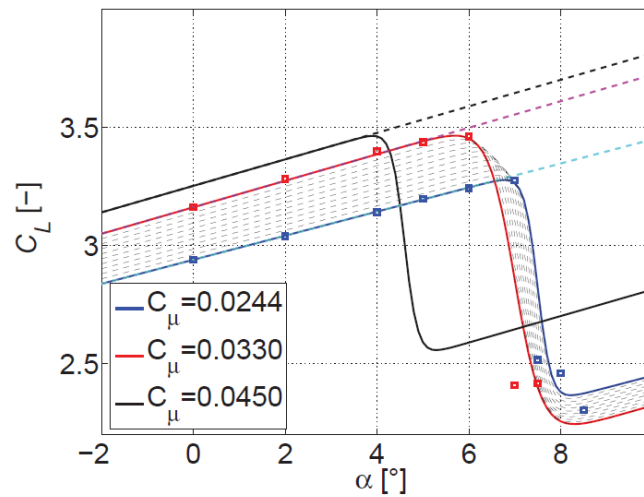


Abbildung 2.3: Modellierter Verlauf des Auftriebsbeiwertes über dem Anstellwinkel für unterschiedliche Ausblaskoeffizienten [2]

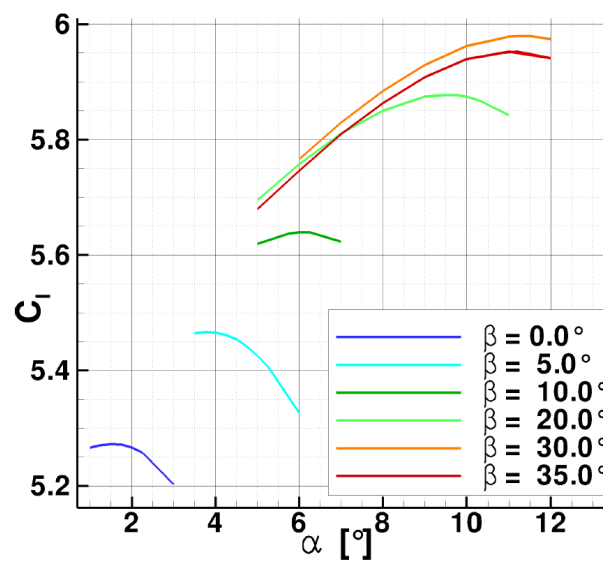


Abbildung 2.4: Einfluss der Senknase auf den Verlauf des Auftriebsbeiwertes über dem Anstellwinkel (β : Wölbungswinkel an der Vorderkante durch Absenkung) [3]

3 Abfangbogen und Abfangregler

Einführend vermittelt dieses Kapitel die Eigenschaften und formelmäßigen Zusammenhänge des Abfangens vor der Landung. Damit spezielle Abfangmanöver zur Untersuchung des Flugverhaltens simuliert werden können, ist ein Abfangregler notwendig. Dieser wird im zweiten Abschnitt des Kapitels beschrieben.

3.1 Theorie des Abfangbogens und Definition der Abfangkonstante

Das Durchfliegen eines Abfangbogens während des Landevorganges dient der Reduzierung der Sinkrate. Der Abfangbogen sollte eine für die Flugzeugstruktur und den Passagierkomfort erträgliche Aufsetz-Sinkrate sowie eine ausreichend positive Längslage ermöglichen. Das Flugzeug muss hierfür den Anflug-Gleitpfad in einer bestimmten Höhe verlassen und kontinuierlich abgefangen werden. Dabei werden Längslage sowie Anstellwinkel vergrößert und damit der Auftrieb erhöht. Es stellt sich eine Krümmung der Flugbahn ein. Für Abschätzungen wird häufig vereinfachend angenommen, dass der Anstellwinkel zu Beginn des Abfangens sprunghaft vergrößert wird und konstant bleibt. Wenn zusätzlich die Geschwindigkeit als konstant angenommen wird, ergibt sich ein kreisförmiger Abfangbogen. Die Abbildung 3.1 stellt dies qualitativ dar.

Mit dem Lastfaktor oder Lastvielfachem

$$n_z = \frac{A}{m \cdot g} \quad (3.1)$$

erhält man die Herleitung für die vereinfachende Abschätzung des Abfangradius r_z und der Höhe h_0 zum Einleiten des Abfangens [4]:

$$r_z = \frac{V_{ref}^2}{g \cdot (n_z - 1)} \quad (3.2)$$

$$h_0 = \frac{V_{ref}^2}{2 \cdot g \cdot (n_z - 1)} \cdot \gamma^2 \quad (3.3)$$

Diese Gleichungen zeigen, dass die Abfanghöhe h_0 mit abnehmendem Abfangradius bzw. ansteigendem Lastvielfachen n_z geringer wird. Sie zeigt auch die quadratischen Einflüsse durch die Geschwindigkeit V_{ref} und den Flugbahnwinkel γ zu Beginn des Abfangmanövers. Die Abfangstrecke wird z.B. bei zunehmendem Lastvielfachen, einem kreisförmigen Abfangbogen sowie unter Vernachlässigung des Bodeneffektes verkürzt (vgl. auch Abb. 3.2).

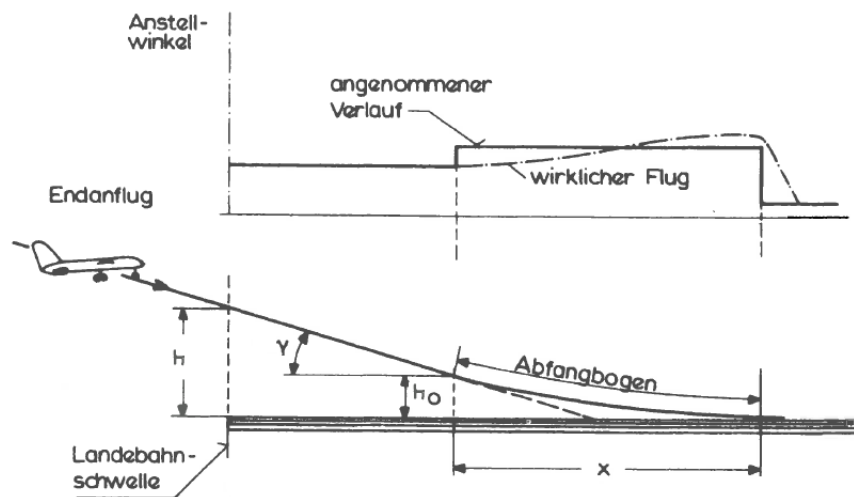


Abbildung 3.1: Abfangtrajektorie [4]

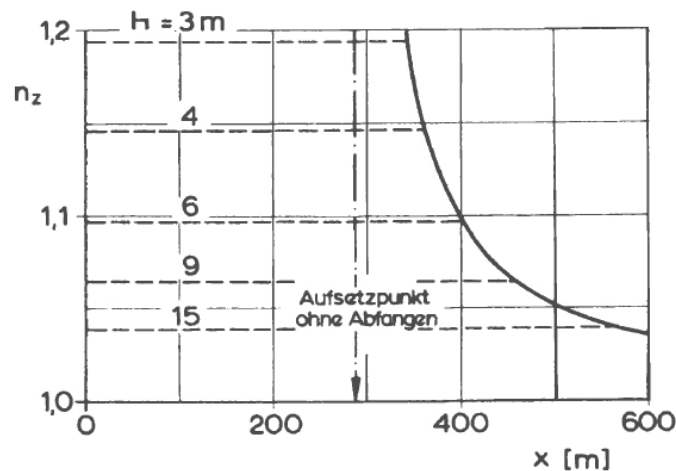


Abbildung 3.2: Aufsetzstrecke eines Verkehrsflugzeuges in Abhängigkeit des Lastvielfachen [4]

Es ist üblich, einen Abfangbogen als Sollflugbahn mit exponentiellem Verlauf vorzugeben [5]. Dieses Regelgesetz reduziert die Höhe proportional zur abnehmenden Vertikalgeschwindigkeit. Es ergibt sich die folgende Beziehung:

$$\dot{h} = -K \cdot h \quad (3.4)$$

Hierin stellt K eine Konstante dar. Unter der Annahme, dass diese Differentialgleichung erfüllt wird und die Horizontalgeschwindigkeit konstant bleibt, verläuft die Bahn exponentiell mit h_0 als Abfanghöhe und der Zeit t :

$$h = h_0 \cdot e^{-t \cdot K} \quad (3.5)$$

Die Konstante K wird als Quotient der Anfangssinkgeschwindigkeit zur Abfanghöhe festgelegt. Damit ist ein knickfreier Übergang vom Gleitpfad zum Abfangbogen gewährleistet.

$$K = -\frac{\dot{h}_0}{h_0} \quad (3.6)$$

3.2 Aufbau und Funktion des Abfangreglers

Mit dem *Matlab/Simulink*[®]-Flugzeugmodell kann das Flugverhalten, beginnend aus einem Anfangsflugzustand (Trimmzustand), simuliert werden. Hierbei können den Steuerorganen des Flugzeuges unterschiedliche Steuerbefehle übermittelt werden. In dieses Modell wird ein Abfangregler integriert, welcher das im vorherigen Abschnitt beschriebene Regelgesetz verwendet, um Abfangmanöver zu simulieren.

Der Basisregler besteht aus einem Abfangregler und einer Schubsteuerung. Mithilfe der Schubsteuerung wird die Änderung der Einstellung der Propellerblätter simuliert. Ab einer Höhe h wird über eine abfallende Rampe der resultierende Schub im Triebwerksmodell mit dem Ergebnis der Rampenfunktion multipliziert. Der Schub wird damit in einer bestimmten Zeitdauer auf null reduziert.

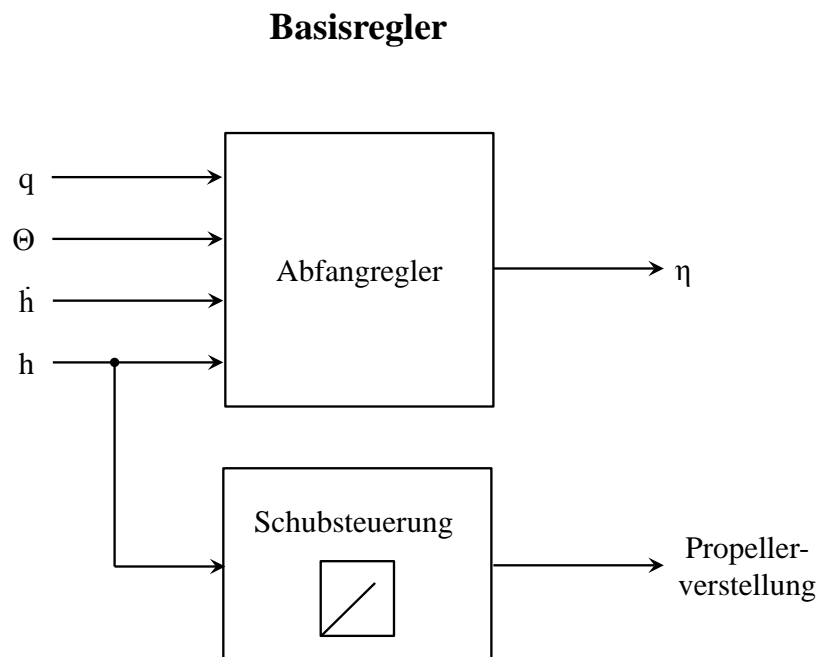


Abbildung 3.3: Vereinfachte Darstellung des Basisreglers

Die in den Abfangregler eingehenden Flugzustandsgrößen sind die Nickrate q , die Längslage Θ , die Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeuges \dot{h} sowie die Höhe über Grund h vom Flugzeugschwerpunkt aus betrachtet. Die Stellgröße ist der Höhenruderausschlag η .

Der Abfangregler besteht aus drei Schleifen. Die äußere Schleife mit der Abfangkonstanten K arbeitet nach dem im Abschnitt 3.1 beschriebenen Regelgesetz. Das Summensignal aus Höhe über Grund und Vertikalgeschwindigkeit wird der Längslage als Sollwert Θ_{comm} aufgeschaltet. Der Faktor K reduziert die Höhe mit dem Quotienten aus Anfangssinkgeschwindigkeit und Abfanghöhe. Der Verstärkungsfaktor k_h muss je nach Flugzeugkonfiguration und gewünschtem Abfangbogen angepasst werden. Die Referenzhöhe ist hier mit 0 m vorgegeben. Wird im Laufe des Projektes auch der Bodeneffekt betrachtet, so erhöht sich der Auftrieb in Bodennähe. Hiermit wird die Sinkrate schon teilweise abgebaut. Die Vorgabe einer negativen Referenzhöhe kann ein langes Ausschweben über der Landebahn bei einer zu geringen Sinkrate verhindern [6]. Die mittlere Schleife regelt die Abweichung zwischen der Ist-Längslage des Flugzeuges Θ und der Soll-Längslage Θ_{comm} . Erst hierdurch rotiert das Flugzeug und fliegt einen Abfangbogen. Auch der Verstärkungsfaktor k_Θ muss in Abhängigkeit der Flugzeugkonfiguration und des gewünschten Abfangmanövers angepasst werden. Die innere Schleife ist ein Nickdämpfer, welcher zur Stabilisierung bei Längslageänderungen dient. Der Sollwert der Längslageänderung beträgt null. Während der Simulationsläufe hat sich ein Verstärkungsfaktor von $k_q = -2.0$ bewährt. Die Abweichungen in der inneren und in der mittleren Schleife werden addiert und an die Stellgröße, dem Höhenruderausschlag η , übergeben.

Die Abbildungen 3.3 und 3.4 zeigen eine vereinfachte Darstellung des Systems. Ausführlichere *Simulink*®-Blockschaltbilder befinden sich im Anhang.

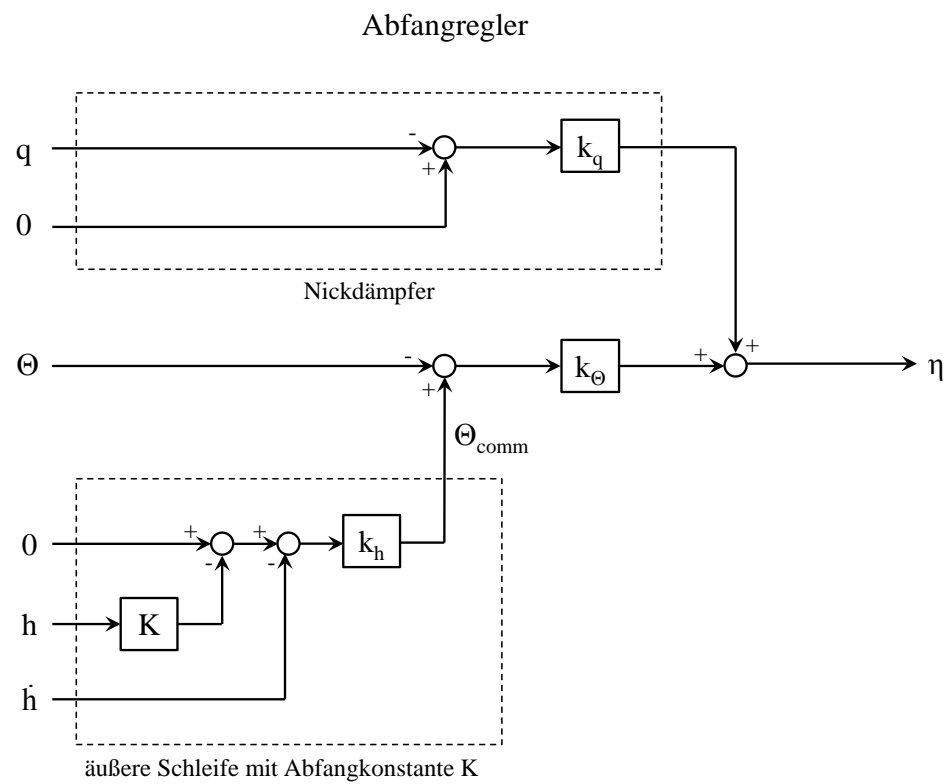


Abbildung 3.4: Vereinfachte Darstellung des Abfangreglers

4 Abfangmanöver - Einflussgrößen und operationelle Grenzen

In diesem Kapitel wird das Abfangverhalten des Flugzeuges bei unterschiedlichen Flugzeugkonfigurationen und Flugzuständen untersucht. Es werden die Abhängigkeiten einzelner Parameter, wie Abfanghöhe, Flugbahnwinkel und Anfluggeschwindigkeit etc., erläutert. Weiterhin wird auf die operationellen Grenzen eingegangen. Alle Berechnungen und Ergebnisse beziehen sich auf die Meereshöhe bei *Internationaler Standard-Atmosphäre (ISA)*.

4.1 Ausgangsflugzustände und Grenzwerte

Jedes Abfangmanöver wird in dieser Untersuchung aus einem getrimmten Flugzustand eingeleitet. Diese Flugzustände sind Ergebnis der Flugzeugkonfiguration und der Flugparameter. Vorgegeben werden Flugzeugmasse, Klappenstellung, Ausblaskoeffizient und Schwerpunktlage. Die Flugparameter werden mit Flughöhe, Referenzgeschwindigkeit und Flugbahnwinkel vorgegeben. Die Referenzgeschwindigkeit ist eine Fluggeschwindigkeit mit einem bestimmten Sicherheitsabstand zur Überziehgeschwindigkeit.

Alle Untersuchungen bestehen aus dem folgenden Ablauf:

1. Einstellung der Flugzeugkonfiguration sowie der Flughöhe und des Flugbahnwinkels
2. Ermittlung der Überziehgeschwindigkeit mithilfe der Trimmrechnung
3. Erzeugung des getrimmten Flugzustandes mit der Referenzgeschwindigkeit innerhalb von weiteren Grenzwerten¹
4. Simulation und Optimierung des Abfangmanövers innerhalb von Manövergrenzen²
5. Aufzeichnung und Analyse der Ergebnisse

¹siehe Abschnitt 4.1.1

²siehe Abschnitt 4.1.2

4.1.1 Flugzustände vor Einleiten des Abfangmanövers

Flugzeugkonfigurationen

Alle Flugzeugkonfigurationen erhalten eine max. Landemasse von $m_L = 38901 \text{ kg}$, eine Klappenstellung von $\delta_{Fl} = 65.0^\circ$ (mit Einsatz der Senknase an der Tragflächenvorderkante) sowie ein ausgefahrenes Fahrwerk. Die Schwerpunktlage wird zwischen $CG_{min} = 2.0 \%MAC$ und $CG_{max} = 60.0 \%MAC$ variiert. Der Ausblaskoeffizient wird mit den konstanten Werten $C_\mu = 0.0245$, $C_\mu = 0.0330$ oder $C_\mu = 0.0433$ vorgegeben. Hierfür wird angenommen, dass der Massestrom der Ausblasung regelbar ist und der Ausblaskoeffizient bei sich änderndem Staudruck konstant bleibt.

Getrimmte Flugzustände

Das Referenzflugzeug ist nach den *Federal Aviation Regulations (FAR), Part 25* bzw. für die europäische Zulassung nach den *Certification Specifications for Large Aeroplanes, CS-25* zu zertifizieren. Diese sehen eine Anflug-Referenzgeschwindigkeit von $V_{ref} \geq 1.23 \cdot V_S$ vor [7]. Damit wird in dieser Untersuchung eine Trimmgeschwindigkeit von $V_{Trim} = V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ verwendet. Die Überziehgeschwindigkeit V_S entspricht hier dem Flugzustand mit maximalem Auftriebsbeiwert, also kurz vor Beginn der Abnahme des Auftriebs durch Strömungsablösung. Die Überziehgeschwindigkeit ist abhängig vom Auftriebsbeiwert, welcher wiederum direkt von der Ausblasung beeinflusst wird. Mit Zunahme der Ausblasung steigt der Auftriebsbeiwert und die Überziehgeschwindigkeit nimmt ab. Einen weiteren Einfluss auf die Überziehgeschwindigkeit haben die Schwerpunktlage sowie der Flugbahnwinkel. Verschiebt sich der Schwerpunkt auf der Flugzeuglängsachse nach vorne in Richtung Bug, vergrößert sich der Hebelarm zwischen Schwerpunkt und Auftrieb des Tragflügels. Damit vergrößert sich das vom Auftrieb des Tragflügels hervorgerufene kopflastige Nickmoment. Zum Momentenausgleich muss am Höhenleitwerk mehr Abtrieb erzeugt werden. Die Momentensumme muss aber zur Erhaltung des stationären Fluges null bleiben, weshalb am Tragflügel mehr Auftrieb zu erzeugen ist als das Flugzeuggewicht beträgt. Dieser zusätzliche Auftrieb muss durch eine höhere Fluggeschwindigkeit erzeugt werden³. Steilere Flugbahnwinkeln in Verbindung mit negativen Anstellwinkeln erfordern höhere Überziehgeschwindigkeiten, weil sich der Schubvektor absenkt. Zur Erhaltung des stationären Fluges muss der Auftrieb dem Schub entgegenwirken.

³Zwischen der vordersten und hintersten Schwerpunktlage kann die Differenz in der Überziehgeschwindigkeit bis zu $\approx 2.5 \frac{m}{s}$ betragen.

Dieser zusätzlich erforderliche Auftrieb muss durch eine höhere Fluggeschwindigkeit erzeugt werden⁴.

In Abhängigkeit der Flugzeugkonfiguration sowie der Vorgabe des Flugbahnwinkels wird die Überziehgeschwindigkeit des Flugzeuges bei einer Genauigkeit von $0.50 \frac{m}{s}$ aus der Trimmrechnung ermittelt.

Hierbei stellt sich heraus, dass der maximale effektive Anstellwinkel des Höhenleitwerkes, welcher mit $\alpha_{Stab_{max}} = 18.0^\circ$ angenommen wird, für bestimmte Flugzeugkonfigurationen und Flugbahnwinkeln, vor Erreichen der Überziehgeschwindigkeit des Tragflügels, überschritten wird. Eine Schwerpunktverschiebung nach hinten hat maßgeblichen Einfluss auf den Anstellwinkel des Höhenleitwerkes: Das Höhenleitwerk muss durch die Schwerpunktverschiebung Auftrieb erzeugen, um einen stationären Flugzustand zu erhalten. Dafür muss der Einstellwinkel des Höhenleitwerkes vergrößert werden, wodurch auch der effektive statische Anstellwinkel des Trimmzustandes zunimmt. Ab $(\alpha_{Stab_{stat}})_{max} = 18.0^\circ$ würde die Strömung beginnen, abzulösen, und das Höhenleitwerk verliert an Effektivität. Getrimmte Flugzustände sind damit nicht mehr möglich. Diese Möglichkeit, mit einer entsprechenden Sicherheitsmarge zur Vermeidung, sieht die *FAR Part 25* derzeit nicht vor [7]. Unter Einbeziehung der klassischen Sicherheitsmarge von $1.23 \cdot V_S$ auf die Überziehgeschwindigkeit des Tragflügels werden für alle Konfigurationen und Flugbahnwinkeln dennoch Flugzustände erreicht, bei denen der maximale Trimm-Anstellwinkel des Höhenleitwerkes nicht überschritten ist. Es bleibt aber die Frage, ob das Flugzeug damit zertifiziert werden kann. Deshalb werden im weiteren Verlauf der Arbeit die operationellen Grenzen zusätzlich mit Trimmzuständen untersucht, für die die klassische Überziehgeschwindigkeit durch die Fluggeschwindigkeit bei $(\alpha_{Stab_{stat}})_{max} = 18.0^\circ$ ersetzt wird.

Mit Ausnahmen erfolgen Anflüge auf internationale Flughäfen mit konventionellen⁵ Flugzeugen standardmäßig bei einem Flugbahnwinkel von $\gamma \approx -3.0^\circ$. Das aktive Hochauftriebssystem dieses Flugzeuges lässt geringere Anfluggeschwindigkeiten zu. Der Flugbahnwinkel kann bei hohem Flugwiderstand steiler gewählt werden, ohne die resultierende Sinkrate nach $-\dot{h} = V \cdot \sin \gamma$ zu erhöhen [8]. Es werden steile Anflüge mit Flugbahnwinkeln bis $\gamma = -7.0^\circ$ betrachtet. Alle Anflüge erfolgen aus einer Höhe über Grund von $h = 30.0 \text{ m}$.

Mit dem aktiven Hochauftriebssystem können große Auftriebsbeiwerte erreicht werden ($C_A = 3.0 - 3.5$), die aber aufgrund eines konfigurationsbedingten flachen Auftriebsan-

⁴Zwischen $\gamma_{Trim} = -3.0^\circ$ und $\gamma_{Trim} = -7.0^\circ$ beträgt die Geschwindigkeitsdifferenz maximal $\approx 0.3 \frac{m}{s}$.

⁵Verkehrsflugzeuge mit passiven Hochauftriebssystemen

stieges zu negativen Anstellwinkeln führen. Bei relativ hohen Fluggeschwindigkeiten von $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ werden negative Flugzeuglängslagen ($\Theta < -5.0^\circ$) eingenommen. Die Längslage des Flugzeuges wird hier für den getrimmten Flugzustand auf einen minimalen Längslagewinkel von $\Theta_{TrimLim} = -15.0^\circ$ beschränkt. Zum einen, weil Entwürfe für Flugzeugcockpits max. Sichtwinkel aus dem Fenster nach oben von 15.0° bis 20.0° vorsehen [9]. Bei einer Flugzeuglängslage von $\Theta_{Trim} = -15.0^\circ$ könnte der Horizont, je nach Cockpitentwurf, schon die obere Sichtgrenze für den Piloten darstellen. Zum anderen, weil zu erwarten ist, dass das Flugzeug aus diesem Flugzustand nicht mehr so abzufangen ist, dass eine positive Längslage, bei einer negativen Vertikalgeschwindigkeit vor dem Aufsetzen, erreicht wird. Darüber hinaus beeinträchtigen solche Längslagen den Passagierkomfort.

Die Druckluft für die Ausblasung wird den Triebwerken entnommen. Zur Aufrechterhaltung des Triebwerkskreisprozesses ist eine Mindesttriebwerksleistung bzw. eine Mindestschubhebelstellung erforderlich. Aktuelle Leistungsdaten der Triebwerke sehen eine Mindestschubhebelstellung von 10.0 % vor.

Die Tabelle 4.1 fasst alle eben erläuterten Werte nochmals zusammen.

m_L	38901 kg
δ_{Fl}	65.0°
C_μ	0.0245 / 0.0330 / 0.0433
CG_{min}	2.0 %MAC
CG_{max}	60.0 %MAC
h_{Trim}	30.0 m
V_{Trim}	$1.23 \cdot V_S$
$\gamma_{Trim_{min}}$	-3.0°
$\gamma_{Trim_{max}}$	-7.0°
min. Throttle	10.0 %
$\Theta_{TrimLim}$	-15.0°
$(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$	abh. v. Konfiguration u. Manöver

Tabelle 4.1: Parameter der Flugzeugkonfigurationen und der getrimmten Flugzustände

4.1.2 Manövergrenzen

Die Sinkrate sollte vor dem Aufsetzen soweit reduziert sein, dass ein „weiches“ Aufsetzen zur Schonung von Fahrwerk, Struktur und Passagier erfolgt. „Weiche“ Landungen werden im zivilen Flugverkehr erzielt, wenn die Aufsetz-Sinkraten zwischen $\dot{h}_{Td} = -0.5 \frac{m}{s}$ und $\dot{h}_{Td} = -0.9 \frac{m}{s}$ liegen. Sinkraten von $\dot{h}_{Td} < -0.9 \frac{m}{s}$ entsprechen allgemein „harten“ Landungen und sind bei Zivilflugzeugen zur Schonung von Flugzeugstruktur und Passagier nicht dauerhaft zu empfehlen [5]. Viele der heute verwendeten Fahrwerke überstehen Aufsetz-Sinkraten unbeschadet bis $\dot{h}_{Td} \approx -3.0 \frac{m}{s}$ [5].

Ein weiterer kritischer Faktor ist die Längslage des Flugzeuges beim Aufsetzen. Damit das Hauptfahrwerk zuerst aufsetzt, muss der Längslagewinkel positiv sein. Es ist davon auszugehen, dass ein erstes Aufsetzen mit dem Bugfahrwerk konstruktionsbedingt nicht vorgesehen sein wird. Für die minimalen und maximalen Längslagen werden Sicherheitsmargen eingeführt. Die minimale Längslage beim Aufsetzen wird auf $\Theta_{Td_{min}} = 0.5^\circ$ beschränkt. Die obere Grenze soll $\Theta_{Td_{max}} = 8.0^\circ$ betragen, weil das Flugzeugheck bei vollständig gestauchtem Fahrwerk ab $\Theta_{Td} = 8.19^\circ$ mit dem Boden in Kontakt kommt [10]. Für den Fall, dass der Abfangbogen nicht mit konstanter Fluggeschwindigkeit ($V_{ref} = konst.$) geflogen wird, und sich eine geringere Aufsetzgeschwindigkeit als die Anfluggeschwindigkeit am Ende des Bogens einstellt, schreiben die aktuellen *FAR Part 25* als untere Geschwindigkeitsgrenze die Mindeststeuergeschwindigkeit in Luft für die ungünstigste Flugzeugkonfiguration vor (außerhalb von Vereisungsbedingungen) [7]. Diese Mindeststeuergeschwindigkeit ist für das Flugzeug noch nicht bekannt. Allgemein wird empfohlen, die Aufsetzgeschwindigkeit nicht auf einen Wert von $V_{Td} < 1.15 \cdot V_S$ abfallen zu lassen [11]. Das empfohlene Lastvielfache während des Abfangens beträgt für Passagiere $n_z \approx 1.1$ und sollte $n_z = 1.2$ nicht überschreiten [4], [11]. Durch die Rotation während des Abfangens entsteht zusätzlich ein dynamischer Anstellwinkel am Höhenleitwerk:

$$\alpha_{Stab_{dyn}} = \frac{q \cdot r_{Stab}}{V} \quad (4.1)$$

Dieser beinhaltet im Zähler die Nickrate q und den Abstand r_{Stab} zwischen Schwerpunkt des Flugzeuges und Angriffspunkts des Auftriebes am Höhenleitwerk. Die Fluggeschwindigkeit V befindet sich im Nenner. Während des Manövers addieren sich statischer und dynamischer Anstellwinkel zu $\alpha_{Stab} = \alpha_{Stab_{stat}} + \alpha_{Stab_{dyn}}$. Weil $\alpha_{Stab_{max}} = 18.0^\circ$ ist, wird deutlich, dass der Trimmzustand vom Abfangmanöver oder das Abfangmanöver vom Trimmzustand

abhängen kann. Der statische Anstellwinkel des Höhenleitwerkes im Trimmzustand hängt von der Flugzeugkonfiguration, der Fluggeschwindigkeit und des Flugbahnwinkels ab. Ist z.B. bei einem steilen Flugbahnwinkel ein hoher dynamischer Anstellwinkel während eines Manövers erforderlich, muss der statische Anstellwinkel im Trimmzustand niedrig genug sein, damit $\alpha_{Stab_{max}}$ im Manöver nicht überschritten wird. Hierfür können Anpassungen in der Flugzeugkonfiguration oder der Fluggeschwindigkeit erforderlich werden. Für die Manöver wird zusätzlich eine Sicherheitsmarge vorgesehen und der maximale (Gesamt-)Anstellwinkel auf $\alpha_{Stab_{max}} = 17.0^\circ$ begrenzt.

Die Tabelle 4.2 fasst die Manövergrenzen nochmals zusammen.

$\Theta_{Td_{min}}$	0.5°
$\Theta_{Td_{max}}$	8.0°
$\dot{h}_{Td_{max}}$	$-0.9 \frac{m}{s}$
$V_{Td_{min}}$	$1.15 \cdot V_S$
$n_{z_{max}}$	1.2
$\alpha_{Stab_{max}}$	17.0°

Tabelle 4.2: Zusammenfassung der Grenzwerte

4.2 Abfangmanöver - Durchführung und Einflussgrößen

Dieser Abschnitt widmet sich dem Durchführen sowie der Beschreibung der Einflussgrößen auf die Abfangmanöver mit den Grenzen $\Theta_{Trim} \geq -15.0^\circ$ und $\alpha_{Stab_{max}} \leq 17.0^\circ$.

4.2.1 Durchführung und Beispiel eines Abfangmanövers

Die Simulationen der Abfangmanöver beginnen mit getrimmten Flugzuständen. Die Trimmzustände können mit dem Flugbahnwinkel γ_{Trim} , dem Ausblaskoeffizienten C_μ und der Schwerpunkt-lage CG variiert werden (vgl. Tab. 4.1). Diese drei Parameter legen die Überziehgeschwindigkeit und damit die minimal zulässige Anfluggeschwindigkeit mit $FAR-V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ fest.

Bei allen Simulationen wird die Schubhebelstellung bis zu einer Höhe von 1 m über Grund konstant gehalten, anschließend wird der Schub über die Propellerblattverstellung auf null reduziert. Die Fluggeschwindigkeit wird nicht geregelt, und sie wird aufgrund des Widerstandsanstieges während des Abfangens abnehmen.

In dieser Arbeit werden die Abfangmanöver entweder mit Vorgabe der Abfanghöhe oder mit Vorgabe der beim Aufsetzen zu erreichenden Sinkrate untersucht. Wichtig ist hierbei, dass das Lastvielfache beim Bodenkontakt $n_z = 1.0$ beträgt. Zum einen liegen dann keine Vertikalbeschleunigungen vor, die zusätzlich auf Fahrwerk und Struktur wirken würden, und zum anderen sind die Abfangmanöver damit untereinander vergleichbar. Unter dieser Voraussetzung ergibt sich unter Vorgabe der Abfanghöhe eine bestimmte Aufsetz-Sinkrate und umgekehrt. Soll der Bodenkontakt mit einer gewünschten Aufsetz-Sinkrate bei $n_z = 1.0$ erfolgen, so lässt sich dies mit den beiden Verstärkungsfaktoren k_h und k_Θ des Abfangreglers sowie unter Variation der Abfanghöhe realisieren. Allerdings kann die Lösung nur iterativ unter Variation der drei Parameter erfolgen. Einfacher ist es bei Vorgabe der Abfanghöhe, womit nur einer oder beide Verstärkungsfaktoren variiert werden müssen. Im Folgenden ist der Verlauf der Flugparameter eines Abfangmanövers beispielhaft dargestellt.

Beispiel eines Abfangmanövers

Mit den in der Tabelle 4.3 angegebenen Parametern wird ein Abfangmanöver simuliert. Die Sinkrate beim Aufsetzen soll $\dot{h}_{Td} = -0.5 \frac{m}{s}$ betragen.

CG	53.0 % MAC
C_{μ}	0.0433
γ_{Trim}	-4.0°
Θ_{Trim}	-5.9°
V_{Trim}	$44.9 \frac{m}{s}$

Tabelle 4.3: Eingangsgrößen des Abfangmanöver-Beispiels

Die Abbildungen 4.1 und 4.2 zeigen beispielhaft den Verlauf ausgewählter Flugparameter während eines Abfangens. Der Aufsetzpunkt liegt bei ca. 184.0 m und ist rot mit „Td“ gekennzeichnet.

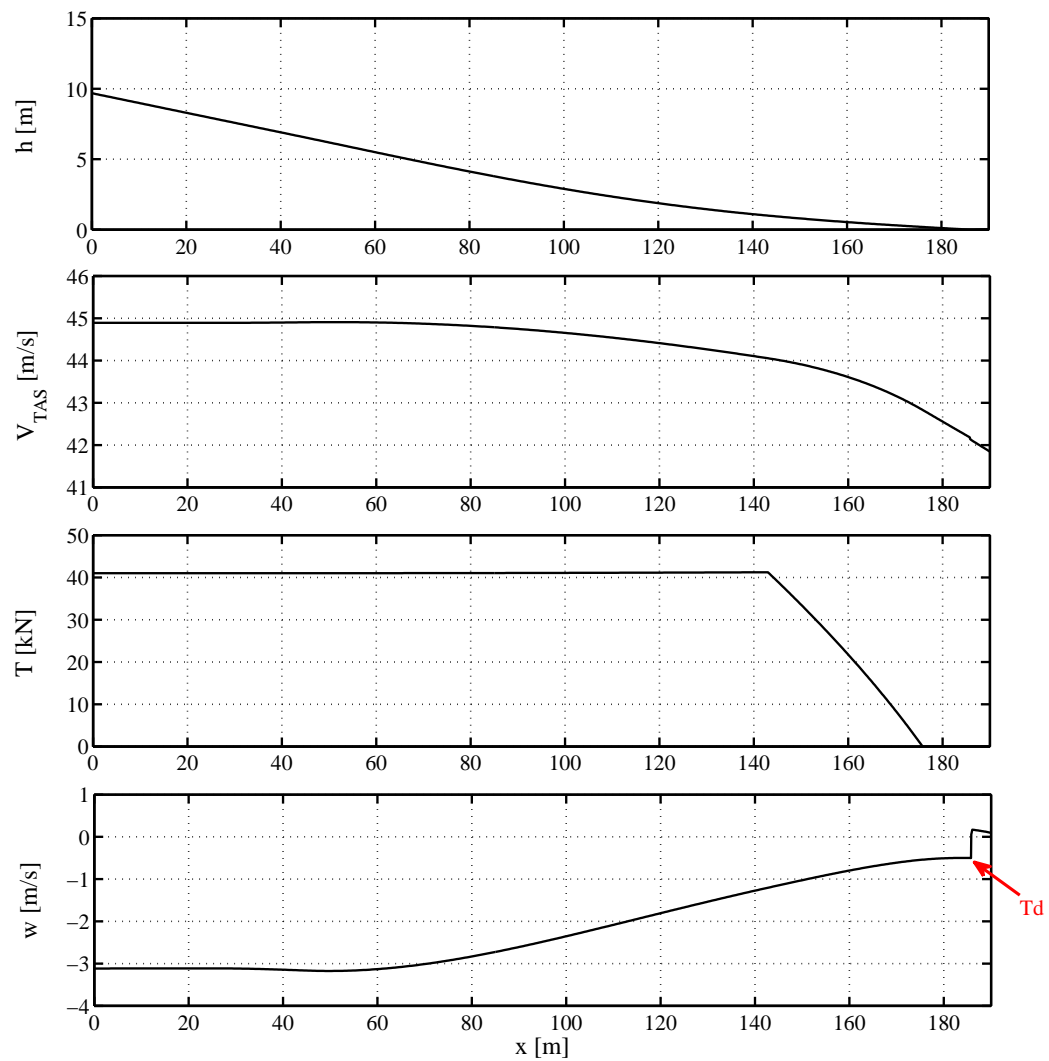


Abbildung 4.1: Verlauf der Höhe, der Fluggeschwindigkeit, des Schubes und der Sinkrate des Beispielmanövers

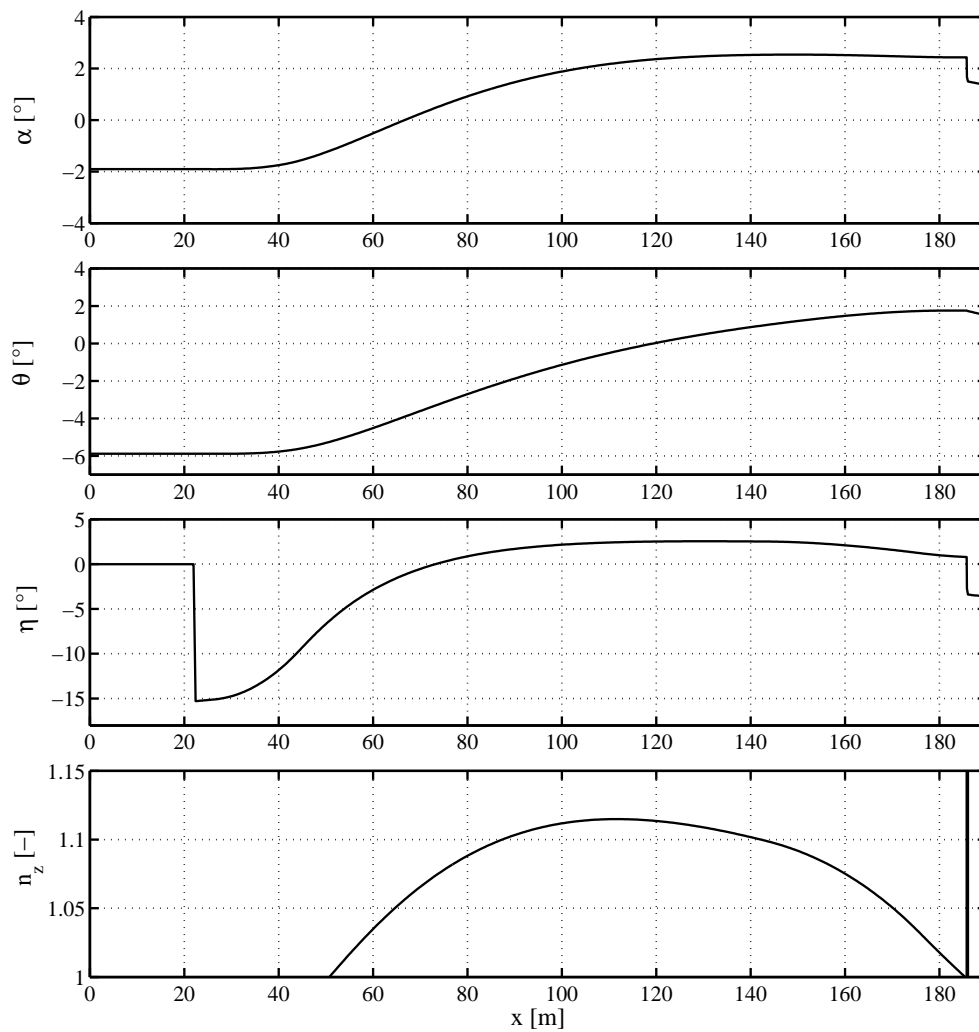


Abbildung 4.2: Verlauf des Anstellwinkels, des Längslagewinkels, des Höhenruderausschlages und des Lastvielfachen des Beispielmanövers

Die Simulationsdaten liefern die folgenden Ergebnisse:

h_0	8.15 m
$\dot{h}_{Td} (= w)$	$-0.5 \frac{m}{s}$
Θ_{Td}	1.75°
V_{Td}	$42.2 \frac{m}{s}$
$n_{z_{max}}$	1.115
x	164.0 m

Tabelle 4.4: Ergebnisse des Beispiels bei Forderung von $\dot{h}_{Td} = -0.5 \frac{m}{s}$

Für dieses Abfangmanöver ist eine Abfanghöhe von $h_0 = 8.15 \text{ m}$ erforderlich. Durch die Vergrößerung des Längslagewinkels Θ nimmt der Anstellwinkel α zu. Dadurch wird der Auftrieb erhöht und die Sinkrate $\dot{h} (= w)$ reduziert. Der Auftriebsanstieg ist in der ersten Hälfte der Kurve des Lastvielfachen n_z zu erkennen, welche ihren Maximalwert bei $n_z = 1.115$ erreicht. Gleichzeitig nimmt der Widerstand zu, wodurch die Fluggeschwindigkeit V_{TAS} - hier bei annähernd konstantem Schub bis zur Schubreduzierung - während des Manövers abnimmt. Durch die Abnahme der Fluggeschwindigkeit nimmt auch der Auftrieb wieder ab. Dieser Verlauf ist in der zweiten Hälfte der Kurve des Lastvielfachen zu erkennen. Beim Erreichen eines Lastvielfachen von $n_z = 1.0$ sind Auftrieb und Gewicht wieder gleich groß, die Sinkrate erreicht hier ihren minimalen Wert, ihre Änderung ist an diesem Punkt null. Aufgrund der Änderung der Fluggeschwindigkeit und des langsamen Anstiegs des Anstellwinkels sind Abfangbogen und Verlauf des Lastvielfachen nicht kreisförmig. Ferner kann die Masseträgheit des Flugzeuges zwischen dem Höhenruderausschlag η und der später eintretenden Reaktion (vgl. Verlauf Θ) beobachtet werden. Dieses Beispiel zeigt schon, dass ein Abfangen sowie ein „weiches“ Aufsetzen bei positiver Längslage möglich ist.

4.2.2 Einfluss von Abfanghöhe und Flugbahnwinkel

In diesem Abschnitt wird der Einfluss des Flugbahnwinkels γ_{Trim} unter Variation der Abfanghöhe h_0 untersucht. Hierfür werden Abfangmanöver aus unterschiedlichen Abfanghöhen bei gleicher Flugzeugkonfiguration für Flugbahnwinkeln von $\gamma_{Trim} = -3.0^\circ, -4.0^\circ, -5.0^\circ$ und -6.0° simuliert. Exemplarisch erfolgt dies bei einem Ausblaskoeffizienten von $C_\mu = 0.0330$ und einer mittleren Schwerpunktlage von $CG = 30.0 \%MAC$. Die Referenzgeschwindigkeit bleibt unter dieser Konfiguration für alle Flugbahnwinkeln mit $FAR-V_{ref} = 47.4 \frac{m}{s}$ konstant. Damit ergeben sich die folgenden Trimmzustände:

$\gamma_{Trim} [^\circ]$	$\Theta_{Trim} [^\circ]$	$V_S [\frac{m}{s}]$	$V_{Trim} [\frac{m}{s}]$	$h_{Trim} [m]$
-3.0	-5.8	38.5	47.4	30.0
-4.0	-6.8	38.5	47.4	30.0
-5.0	-7.9	38.5	47.4	30.0
-6.0	-8.9	38.5	47.4	30.0

Tabelle 4.5: Trimmzustände für $C_\mu = 0.0330$, $CG = 30.0 \%MAC$ und $V_{Trim} = V_{ref}$ nach FAR

Die folgenden Abbildungen zeigen die Flugparameter beim Aufsetzen für Abfanghöhen von $h_0 = 5.0 m$ bis $h_0 = 17.0 m$. Diese Abfangmanöver sind nicht optimiert. Sie wurden mit nur einem Verstärkungsfaktor, hier k_Θ , simuliert und sollen den Einfluss sowie den qualitativen Verlauf der Flugparameter darstellen.

Steilere Anflugwinkeln (bzw. höhere Anfangs-Sinkraten) erfordern größere Abfanghöhen, um mit der gleichen Sinkrate aufsetzen zu können. Zusätzlich verschiebt sich mit steilerem Flugbahnwinkel der mögliche Abfangbereich zu insgesamt höheren Aufsetz-Sinkraten⁶ und zu größeren Abfanghöhen. Allerdings können bei gleicher Abfanghöhe und zunehmendem Flugbahnwinkel geringere Aufsetz-Sinkraten erzielt werden (vgl. $h_0 = 10.0 m$ in Abb. 4.3).

⁶in Abb. 4.3 mit w_{Td} bezeichnet

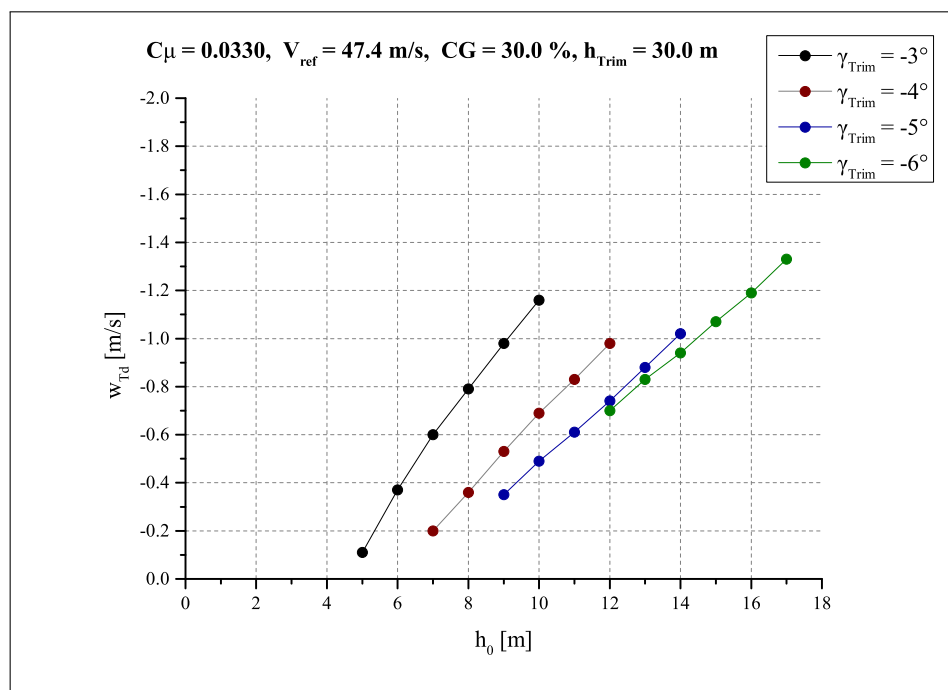


Abbildung 4.3: Aufsetz-Sinkrate in Abhängigkeit der Abfanghöhe und des Flugbahnwinkels,
 $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR

Mit zunehmendem Flugbahnwinkel ergeben sich bei gleicher Abfanghöhe größere Längslagewinkeln beim Aufsetzen (vgl. $h_0 = 10.0 \text{ m}$ in Abb. 4.4). Weiterhin verschieben sich die Kurven zu ausschließlich positiven Längslagewinkeln.

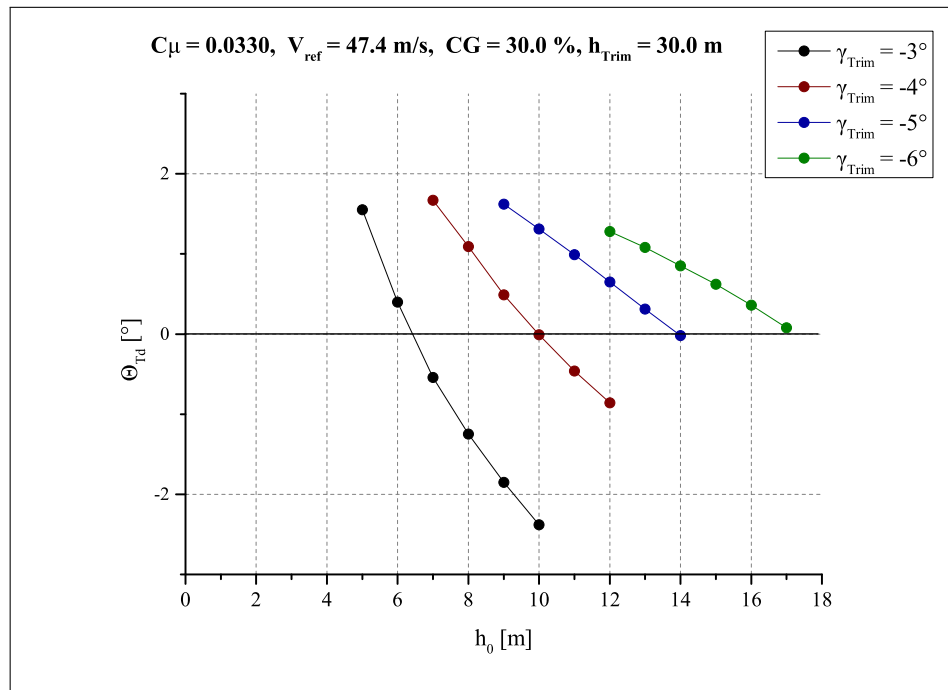


Abbildung 4.4: Längslagewinkeln beim Aufsetzen in Abhängigkeit der Abfanghöhe und des Flugbahnwinkels, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR

Das resultierende maximale Lastvielfache steigt mit Zunahme des Flugbahnwinkels bei gleicher Abfanghöhe. Hier lässt sich der quadratische Einfluss durch den Flugbahnwinkel gut erkennen (vgl. z.B. $h_0 = 10.0 \text{ m}$ in Abb. 4.5). Umgekehrt sind für einen bestimmten maximalen Lastfaktor größere Abfanghöhen mit Zunahme des Flugbahnwinkels erforderlich. Die Kurven verschieben sich zu insgesamt größeren Abfanghöhen und Lastvielfachen.

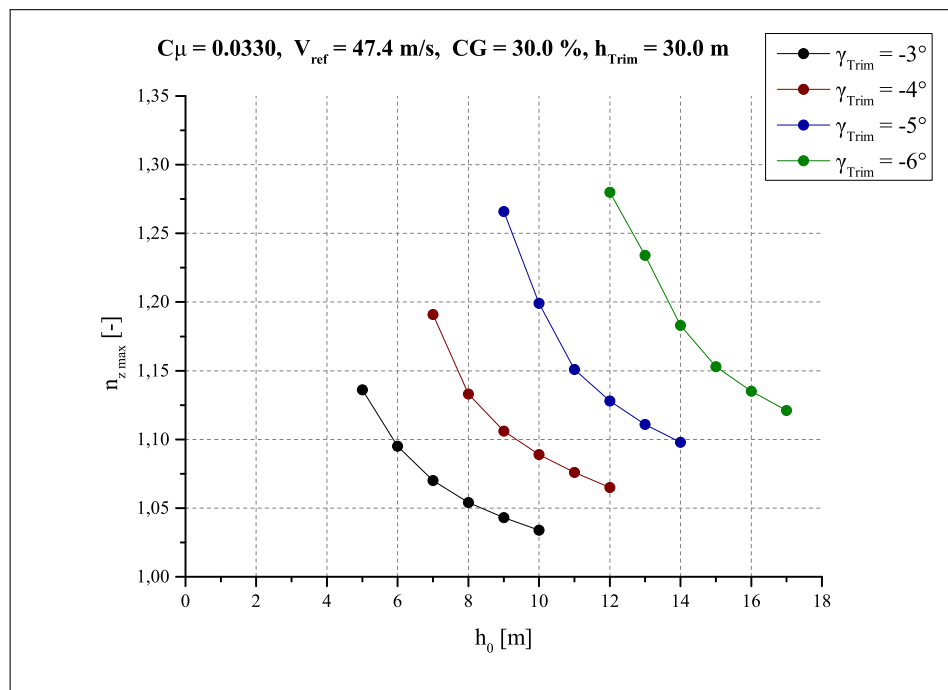
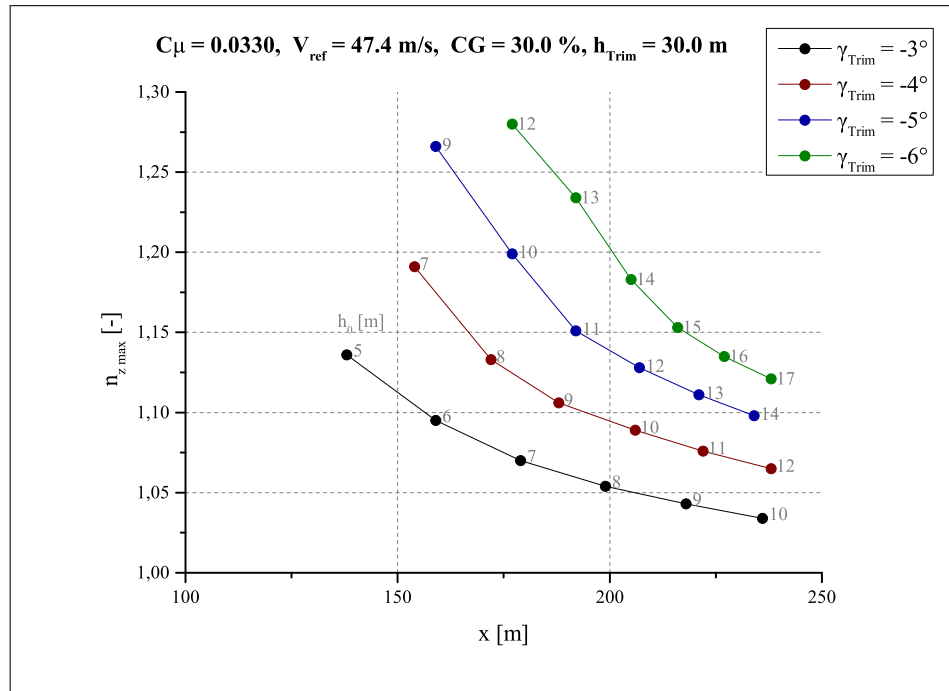


Abbildung 4.5: Maximales Lastvielfaches in Abhängigkeit der Abfanghöhe und des Flugbahnwinkels, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR

Die Abfangstrecke wird bei zunehmendem Flugbahnwinkel und konstantem Lastvielfachen länger. Für die gleiche Strecke müssen Lastvielfaches und Abfanghöhe steigen. Allerdings reduziert sich die Abfangstrecke unter zunehmendem Flugbahnwinkel, wenn die Abfanghöhe konstant bleibt und sich dadurch ein kleinerer Abfangradius ergibt (n_z steigt, vgl. $h_0 = 10.0 \text{ m}$ in Abb. 4.6).



Abbildungung 4.6: Abfangstrecke in Abhängigkeit des maximalen Lastvielfachen und des Flugbahnwinkels, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR

Mit Abnahme der Abfanghöhe steigt die Abfangkonstante K bei gleichbleibender Anfangs-Sinkrate. Dies führt zu steileren Abfangkurven, der Radius der Abfangkurve wird kleiner und die Abfangstrecke x wird kürzer (vgl. Gl. 3.5 u. 3.6). Steilere Abfangkurven lassen sich in diesem Fall nur durch eine stärkere Erhöhung des Längslagewinkels fliegen; der Längslagewinkel Θ_{Td} beim Aufsetzen vergrößert sich, wenn die Abfanghöhe sinkt. Ebenso steigt das resultierende maximale Lastvielfache $n_{z,max}$ bei abnehmendem Abfangradius. Daraus folgt eine Reduzierung der Aufsetz-Sinkrate. Unter der Forderung, dass das Lastvielfache am Ende des Abfangbogens $n_z = 1.0$ beträgt, ist die Variation der Abfanghöhe nur in einem bestimmten Bereich möglich. Wird die Abfanghöhe zu gering, können zwei unterschiedliche Fälle - je

nach Flugzeugkonfiguration und Flugbahnwinkel - eintreten:

Entweder ist ein Abfangen nicht mehr möglich und das Flugzeug setzt mit hoher Sinkrate auf. Wie in Abbildung 4.5 dargestellt, strebt das Lastvielfache mit Abnahme der Abfanghöhe gegen unendlich. Damit nähert sich die Abfanghöhe asymptotisch einem Grenzwert.

Oder die Vertikalgeschwindigkeit wird vor dem Aufsetzen positiv. Dieser Fall kann bei geringen Flugbahnwinkeln auftreten. Die Abbildung 4.3 zeigt, dass sich bei einer Abfanghöhe von $h_0 = 5.0 \text{ m}$ und einem Flugbahnwinkel von $\gamma_{Trim} = -3.0^\circ$ nur noch eine Aufsetz-Sinkrate von $w_{Td} \approx -0.1 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ ergibt. Eine weitere Absenkung der Abfanghöhe kann hier zu einer positiven Vertikalgeschwindigkeit vor dem Aufsetzen führen.

Bei einer zu großen Abfanghöhe kann die Abfangkurve zu flach und der Abfangradius so groß werden, dass sich die Sinkrate nur noch gering reduziert; das Lastvielfache strebt in Richtung $n_z = 1.0$ und die Abfangstrecke gegen unendlich (vgl. Abb. 4.5 und 4.6).

4.2.3 Einfluss von Ausblaskoeffizient und Referenzgeschwindigkeit

Dieser Abschnitt veranschaulicht den Einfluss des Ausblaskoeffizienten C_μ . Der Ausblaskoeffizient beeinflusst den Auftriebsbeiwert C_A maßgeblich und hat vor der Schwerpunktlage und dem Flugbahnwinkel den größten Einfluss (bei konstanter Flugzeugmasse und unveränderter Klappenstellung) auf die Überziehgeschwindigkeit bzw. auf die Anflug-Referenzgeschwindigkeit. Und die Fluggeschwindigkeit hat einen signifikanten Einfluss auf das Abfangmanöver.

Die Trimmzustände werden mit Ausblaskoeffizienten von $C_\mu = 0.0245, 0.0330$ und 0.0433 sowie mit Flugbahnwinkeln von $\gamma_{Trim} = -3.0^\circ, -4.0^\circ, -5.0^\circ$ und -6.0° variiert. Die Schwerpunktlage wird für alle Trimpunkte mit $CG = 30.0 \%MAC$ gewählt. Damit ergeben sich zu Beginn die folgenden Flugzustände:

C_μ [-]	γ_{Trim} [°]	Θ_{Trim} [°]	V_S [$\frac{m}{s}$]	V_{Trim} [$\frac{m}{s}$]	h_{Trim} [m]
0.0245	-3.0	-10.9	41.0	50.4	30.0
0.0245	-4.0	-12.0	41.0	50.4	30.0
0.0245	-5.0	-13.1	41.0	50.4	30.0
0.0245	-6.0	-14.2	41.0	50.4	30.0
0.0330	-3.0	-5.8	38.5	47.4	30.0
0.0330	-4.0	-6.8	38.5	47.4	30.0
0.0330	-5.0	-7.9	38.5	47.4	30.0
0.0330	-6.0	-8.9	38.5	47.4	30.0
0.0433	-3.0	-4.8	37.5	46.1	30.0
0.0433	-4.0	-5.9	37.5	46.1	30.0
0.0433	-5.0	-6.9	37.5	46.1	30.0
0.0433	-6.0	-7.9	37.5	46.1	30.0

Tabelle 4.6: Trimmzustände für $CG = 30.0 \%MAC$ und $V_{Trim} = V_{ref}$ nach FAR

Die folgenden Graphen zeigen die Ergebnisse für Abfangmanöver mit einer Aufsetz-Sinkrate von $\dot{h}_{Td} = -0.5 \frac{m}{s}$ (in Abb. mit w_{Td} bezeichnet) bei $n_z = 1.0$. Die Verstärkungsfaktoren k_h , k_Θ sowie die Abfanghöhe h_0 wurden für die Simulationen solange angepasst, bis sich die gewünschte Sinkrate beim Aufsetzen ergab.

Eine geringe Ausblasung bzw. eine höhere Referenzgeschwindigkeit erfordert auch eine größere Abfanghöhe (bei konstantem Flugbahnwinkel) und umgekehrt.

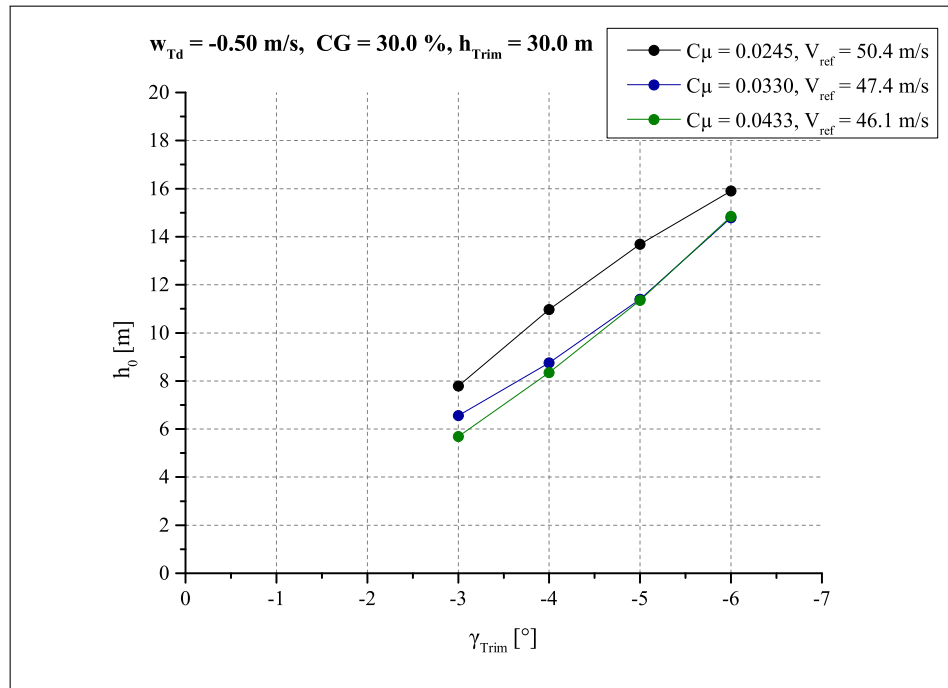


Abbildung 4.7: Abfanghöhe in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und des Ausblaskoeffizienten, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR

Der Längslagewinkel beim Aufsetzen ist bei minimaler Ausblasung ausschließlich negativ. Erst ab $C_\mu = 0.0330$ und ab $\gamma_{Trim} \approx -3.2^\circ$ erreicht der Längslagewinkel beim Aufsetzen positive Werte. Die Ausblasung muss hoch gewählt werden, um positive Längslagen zu erreichen und um überhaupt landen zu können.

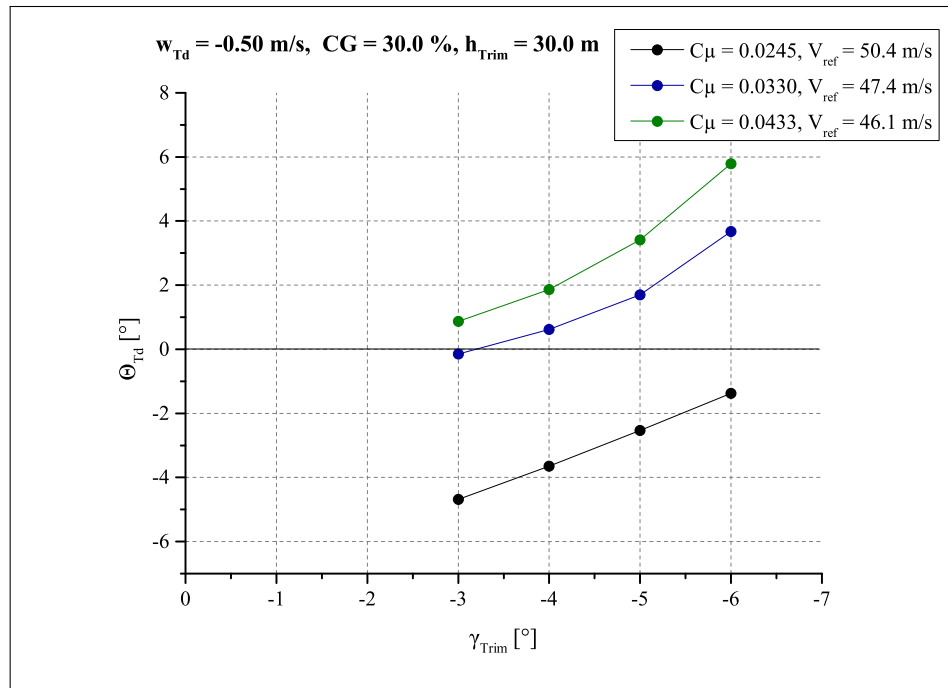


Abbildung 4.8: Längslagewinkeln beim Aufsetzen in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und des Ausblaskoeffizienten, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR

Bei konstantem Flugbahnwinkel ist das resultierende maximale Lastvielfache für höhere Ausblaskoeffizienten bzw. geringere Referenzgeschwindigkeiten größer: Hier überwiegt der Einfluss durch die geringere Abfanghöhe zum Erreichen von $\dot{h}_{Td} = -0.5 \frac{m}{s}$.

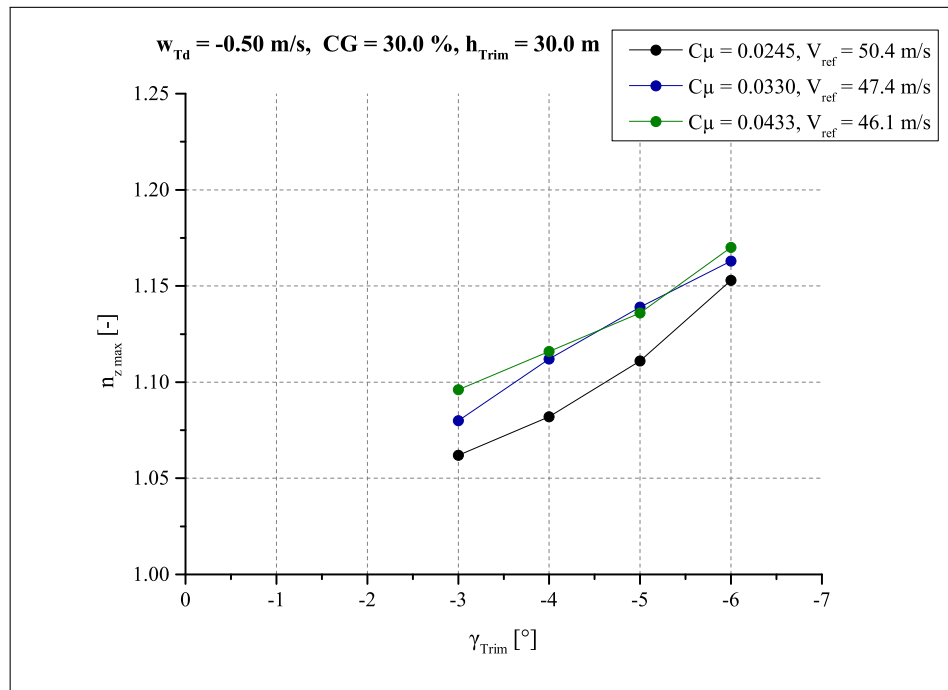


Abbildung 4.9: Maximales Lastvielfaches in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und des Ausblaskoeffizienten, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR

Die Abfangstrecke verkürzt sich, wobei für Flugbahnwinkeln von $\gamma_{Trim} < -5.0^\circ$ kein signifikanter Unterschied mehr für $C_\mu \geq 0.0330$ besteht (vgl. Abb. 4.10). Die längste Abfangstrecke erhält man mit der niedrigsten Ausblasung bzw. höchsten Referenzgeschwindigkeit.

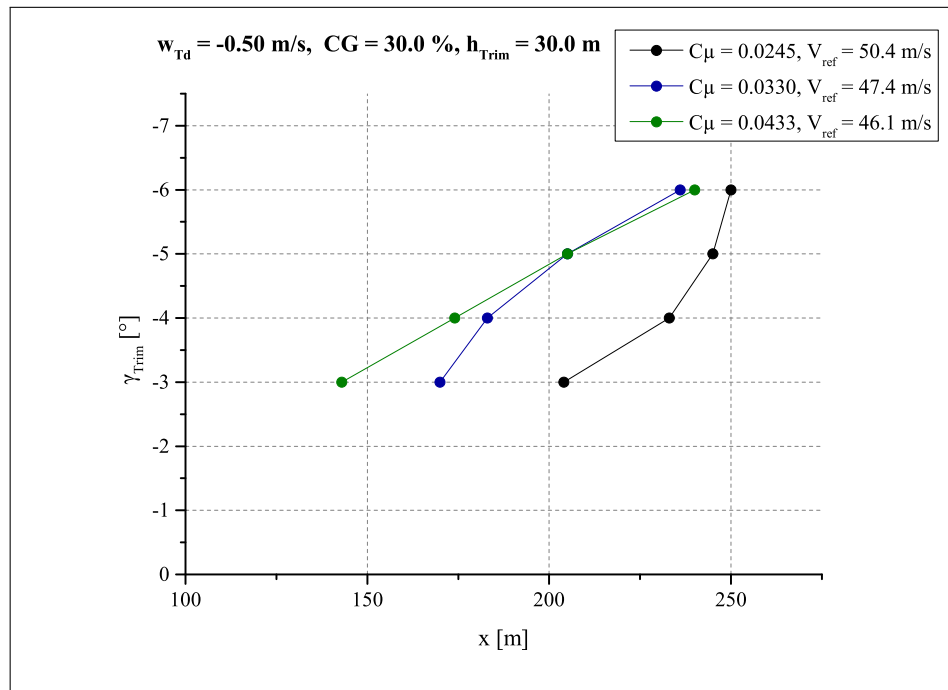


Abbildung 4.10: Abfangstrecke in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und des Ausblaskoeffizienten, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR

Die Kurven für eine Ausblasung von $C_\mu = 0.0245$ zeigen im Vergleich zu den anderen Kurven eine starke Abweichung in den Ergebniswerten sowie im Verlauf. Dies wird durch die höhere Referenzgeschwindigkeit hervorgerufen, die auch andere Verstärkungsfaktoren erfordert. Mit zunehmender Fluggeschwindigkeit wurde es schwieriger, das Abfangmanöver für die gewünschte Aufsetz-Sinkrate zu optimieren und die richtigen Verstärkungsfaktoren zu finden.

4.2.4 Einfluss von Schwerpunktlage und Referenzgeschwindigkeit

Die Lage des Schwerpunktes stellt nach dem Ausblaskoeffizienten einen weiteren starken Einflussfaktor auf die Überziehgeschwindigkeit dar. Bei einer Verschiebung des Schwerpunktes nach vorne, muss die Überziehgeschwindigkeit zur Erhaltung des stationären Flugzustandes zunehmen. Dies hat auch eine Zunahme in der Referenzgeschwindigkeit zur Folge. Die Differenz der Überziehgeschwindigkeit kann zwischen vorderster und hinterster Schwerpunktlage bis zu $\approx 2.5 \frac{m}{s}$ betragen

In dieser Untersuchung werden die getrimmten Flugzustände exemplarisch bei einem Ausblaskoeffizienten von $C_\mu = 0.0433$ sowie mit Flugbahnwinkeln von $\gamma_{Trim} = -3.0^\circ, -4.0^\circ, -5.0^\circ$ und -6.0° variiert. Der Einfluss der Schwerpunktlage wird mit den Lagen $CG = 2.0 \%MAC$, $30.0 \%MAC$, $51.0 \%MAC$ untersucht. Die hintere Schwerpunktlage ist hier bei $\gamma_{Trim} = -6.0^\circ$ auf $CG = 51.0 \%MAC$ limitiert, weil sich der Anstellwinkel des Höhenleitwerkes während des Manövers mit $\alpha_{Stab} = \alpha_{Stab_{stat}} + \alpha_{Stab_{dyn}} = 16.7^\circ$ seinem Grenzwert von $\alpha_{Stab_{max}} = 17.0^\circ$ nähert. Es ergeben sich zu Beginn die folgenden Flugzustände:

$CG [\%MAC]$	$\gamma_{Trim} [^\circ]$	$\Theta_{Trim} [^\circ]$	$V_S [\frac{m}{s}]$	$V_{Trim} [\frac{m}{s}]$	$h_{Trim} [m]$
2.0	-3.0	-5.5	38.5	47.4	30.0
2.0	-4.0	-6.5	38.5	47.4	30.0
2.0	-5.0	-7.6	38.5	47.4	30.0
2.0	-6.0	-8.6	39.0	48.0	30.0
30.0	-3.0	-4.8	37.5	46.1	30.0
30.0	-4.0	-5.9	37.5	46.1	30.0
30.0	-5.0	-6.9	37.5	46.1	30.0
30.0	-6.0	-7.9	37.5	46.1	30.0
51.0	-3.0	-4.7	36.5	44.9	30.0
51.0	-4.0	-5.7	36.5	44.9	30.0
51.0	-5.0	-6.8	36.5	44.9	30.0
51.0	-6.0	-7.8	36.5	44.9	30.0

Tabelle 4.7: Trimmzustände für $C_\mu = 0.0433$ und $V_{Trim} = V_{ref}$ nach FAR

Die folgenden Graphen zeigen die Ergebnisse für Abfangmanöver mit einer Aufsetz-Sinkrate von $\dot{h}_{Td} = -0.5 \frac{m}{s}$ (in Abb. mit w_{Td} bezeichnet) bei $n_z = 1.0$. Die Verstärkungsfaktoren k_h, k_Θ sowie die Abfanghöhe h_0 wurden für die Simulationen solange variiert, bis sich die gewünschte Sinkrate beim Aufsetzen ergab.

Für die vorderen Schwerpunktlagen bzw. höheren Referenzgeschwindigkeiten ist die Abfanghöhe bis $\gamma_{Trim} = -5.0^\circ$ nur geringfügig größer, Flugbahnwinkel und Referenzgeschwindigkeit haben nur einen geringen Einfluss. Ab $\gamma_{Trim} = -5^\circ$ ist der quadratische Einfluss durch den Flugbahnwinkel deutlich zu erkennen: Damit ist bei großem Flugbahnwinkel auch der Einfluss der Referenzgeschwindigkeit bzw. der Schwerpunktlage auf die Abfanghöhe stärker.

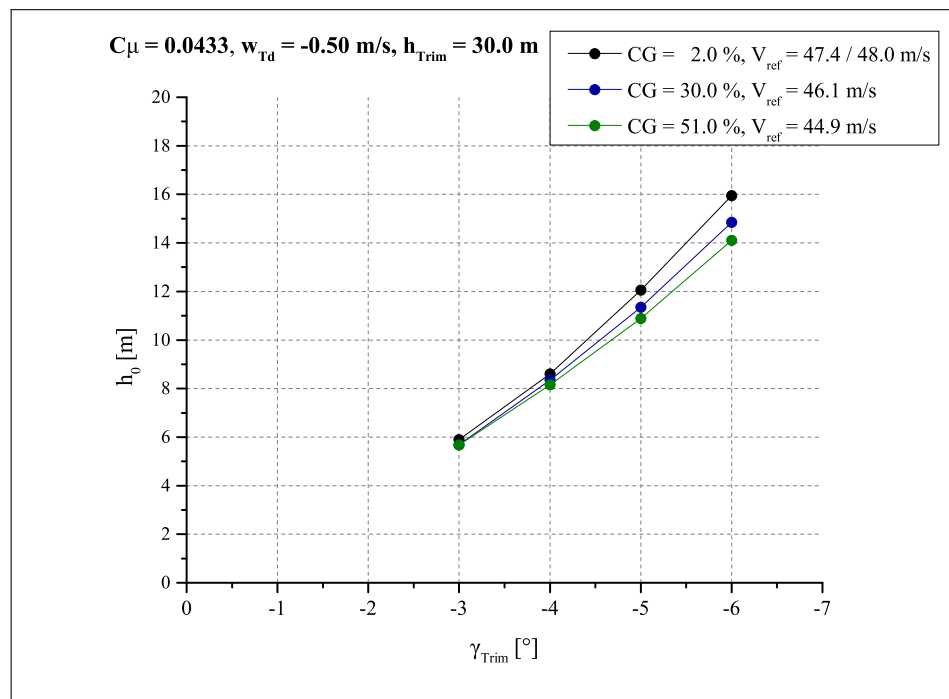


Abbildung 4.11: Abfanghöhe in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR

Die Werte der Längslagewinkeln beim Aufsetzen zeigen bei konstantem Flugbahnwinkel bis $\gamma_{Trim} = -5.0^\circ$ für alle Schwerpunktlagen einen geringen Unterschied. Bei Flugbahnwinkeln von $\gamma_{Trim} < -5.0^\circ$ besteht für die vorderste Schwerpunktlage ein signifikanter Einfluss durch die Referenzgeschwindigkeit: Hier erhöht sich die Überziehgeschwindigkeit mit Zunahme des Flugbahnwinkels, die Referenzgeschwindigkeit muss auf $V_{ref} = 48.0 \frac{m}{s}$ erhöht werden. Diese relativ hohe Fluggeschwindigkeit führt zu einem Abknicken der Kurve nach rechts und damit zu einem schwächeren Anstieg des Längslagewinkels beim Aufsetzen. Auf den Verlauf der Abfanghöhe, des Lastvielfachen und der Abfangstecke hat diese Geschwindigkeitserhöhung keinen nennenswerten Einfluss.

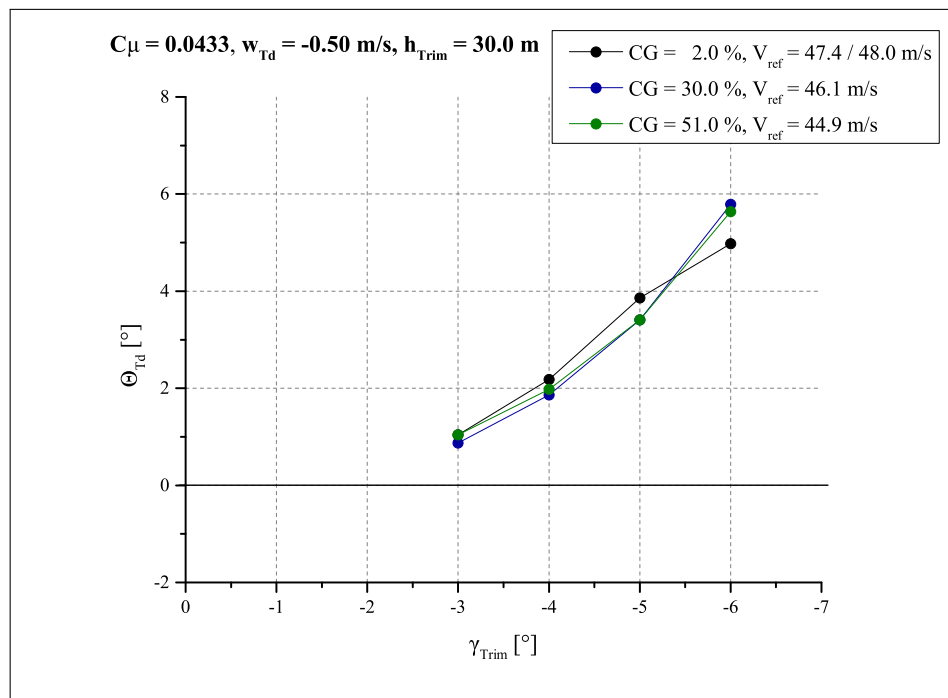


Abbildung 4.12: Längslagewinkeln beim Aufsetzen in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR

Der quadratische Einfluss durch den Flugbahnwinkel ist auch in den Verläufen des maximalen resultierenden Lastvielfachen zu erkennen. Bei großen Flugbahnwinkeln besteht ein stärkerer Einfluss durch die Referenzgeschwindigkeit als bei niedrigeren (vgl. $\gamma_{Trim} = -4.0^\circ$ und $\gamma_{Trim} = -6.0^\circ$ in Abb. 4.13).

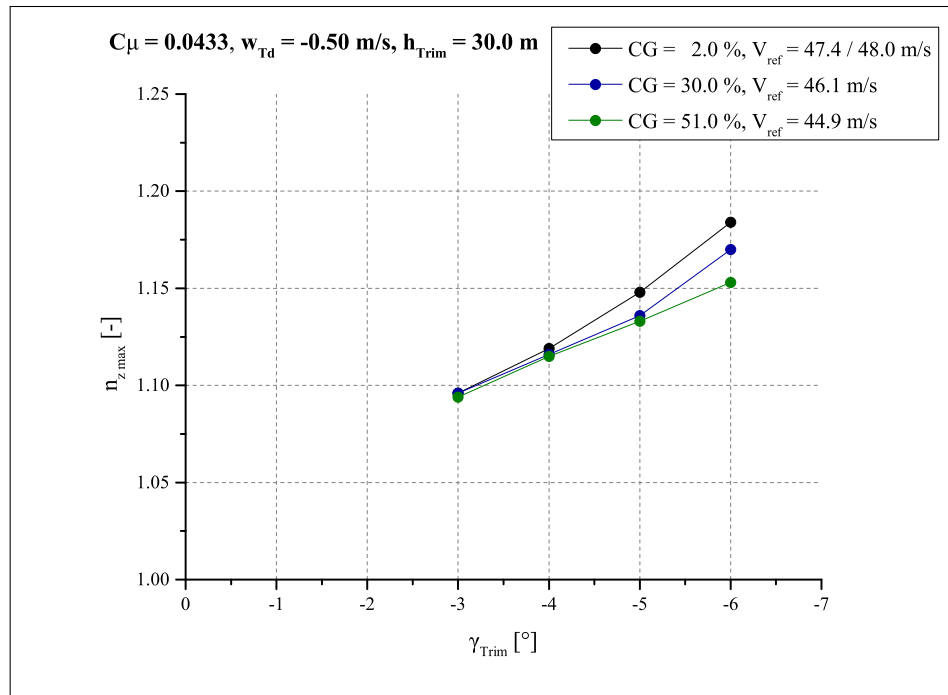


Abbildung 4.13: Maximales Lastvielfaches in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR

Ein Anstieg der Abfanghöhe und der Referenzgeschwindigkeit verlängert die Abfangstrecke (siehe Abb. 4.14 bei konstantem Flugbahnwinkel). Die Abfangstrecke ist bei hinterster Schwerpunktlage für alle Flugbahnwinkeln am kürzesten.

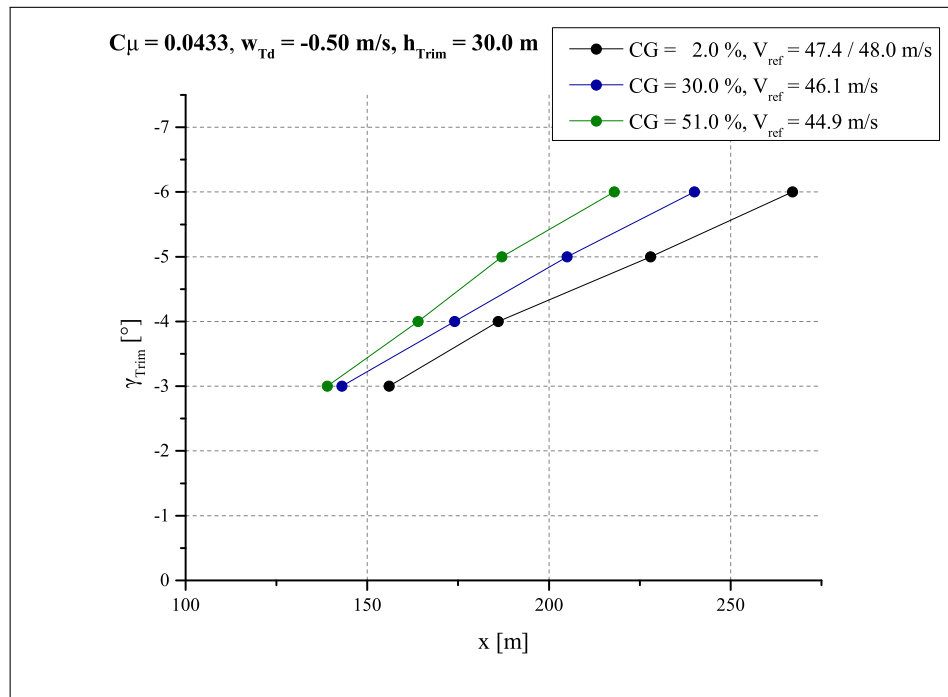


Abbildung 4.14: Abfangstrecke in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR

Insbesondere bei großen Flugbahnwinkeln ($\gamma_{Trim} < -5.0^\circ$) liefert die hinterste Schwerpunktlage für alle Abfangparameter die besten Ergebnisse.

4.3 Operationelle Grenzen

Die Durchführbarkeit des Abfangmanövers ist bei diesem Flugzeug sowohl vom gewählten Anfangs- als auch vom gewünschten Endflugzustand abhängig, d.h. die Flugparameter zu Beginn des Abfangens sowie die zu erzielenden Flugparameter beim Aufsetzen bestimmen die Durchführbarkeit des Abfangmanövers, wie sie im Abschnitt 4.2.1 beschrieben wird. Konstruktionsbedingt ist es bei konventionellen⁷ Flugzeugen schwierig oder gar nicht möglich, am Ende eines „normalen“ Abfangbogens bei einer geringen Sinkgeschwindigkeit mit einer negativen Flugzeuglängslage aufzusetzen. Damit ist die Flugzeuglängslage beim Aufsetzen für diese Flugzeuge in der Regel kein kritischer Parameter. Das Referenzflugzeug dieser Untersuchung kann jedoch - in Abhängigkeit der Konfiguration, der Referenzgeschwindigkeit und des gewünschten Abfangmanövers - negative Flugzeuglängslagen beim Bodenkontakt aufweisen. Der Längslagewinkel ist damit ein kritischer Parameter.

Es wurde gezeigt, dass der Längslagewinkel beim Aufsetzen von der gewünschten Aufsetz-Sinkrate abhängt. Je geringer die Aufsetz-Sinkrate, desto größer ist der Längslagewinkel. Für die Untersuchung der operationellen Grenzen wird eine Aufsetz-Sinkrate von $\dot{h}_{Td} = -0.5 \frac{m}{s}$ als optimal betrachtet. Aufsetz-Sinkraten von $\dot{h}_{Td} > -0.5 \frac{m}{s}$ können zwar den Manöverbereich erweitern⁸, weil zum Ende des Abfangbogens größere Längslagewinkeln eingenommen werden, aber zum einen steigt damit auch das resultierende maximale Lastvielfache an. Zum anderen können zu geringe Aufsetz-Sinkraten ein langes Schweben kurz über dem Boden verursachen, wenn das Flugzeug zu früh und aus nicht optimaler Höhe abgefangen wird. Dies kann die Abfangstrecke erheblich verlängern. Aufsetz-Sinkraten im Bereich von $\dot{h}_{Td} = -0.9 \frac{m}{s}$ bis $\dot{h}_{Td} = -0.5 \frac{m}{s}$ können immer noch als „weiche“ Landung eingestuft werden, allerdings verringert sich damit wieder der operationelle Bereich, weil die Längslagewinkeln bei $\dot{h}_{Td} < -0.5 \frac{m}{s}$ geringer sind.

Im Folgenden werden die operationellen Grenzen unter Berücksichtigung der möglichen Flugzeugkonfigurationen sowie der Abfanggrenzen untersucht (vgl. Tab. 4.1 und 4.2).

Die operationellen Grenzen werden für zwei Mindestgeschwindigkeiten betrachtet: In einer ersten Analyse wird der Flugbereich ermittelt, der sich mit der *FAR*-Mindestgeschwindigkeit, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$, bei alleiniger Betrachtung des Überziehens des Tragflügels ergibt [7].

Aus den Trimmrechnungen geht hervor, dass das Höhenleitwerk für bestimmte Konfigura-

⁷Verkehrsflugzeuge mit passiven Hochauftriebssystemen

⁸solange $\Theta_{Td} \leq \Theta_{Td_{max}}$

tionen und Flugparameter vor dem Tragflügel ablöst ($\alpha_{Stab_{max}} > 18.0^\circ$). In einer zweiten Analyse wird zusätzlich zum Tragflügel auch das Überziehen des Höhenleitwerkes betrachtet, und für die Effektivität beider Komponenten der mögliche Flugbereich ermittelt. Die operationellen Grenzen werden für Flugbahnwinkeln mit einer Genauigkeit von 0.1° und für Schwerpunktlagen mit einer Genauigkeit von $1.0 \%MAC$ bestimmt.

4.3.1 Flugbereich mit Sicherheitsmarge vor Überziehen des Tragflügels

Dieser Abschnitt widmet sich den Flugbereichsgrenzen unter Berücksichtigung der Mindestgeschwindigkeit $FAR-V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ mit Sicherheitsmarge vor dem Überziehen des Tragflügels. Alle Ergebnisse in diesem Abschnitt basieren auf dieser Mindestgeschwindigkeit. Die Tabelle zeigt eine Auswahl der getrimmten Flugzustände vor dem Abfangen. Mit der FAR-Referenzgeschwindigkeit erhält man im Trimmzustand mit der geringsten Ausblasung die höchsten Fluggeschwindigkeiten bei den geringsten Anstell- und Längslagewinkeln.

C_μ [-]	γ_{Trim} [°]	CG [%MAC]	Θ_{Trim} [°]	α_{Trim} [°]	V_S [$\frac{m}{s}$]	V_{Trim} [$\frac{m}{s}$]
0.0245	-3.0	2.0	-11.4	-8.4	42.5	52.3
0.0245	-3.0	60.0	-10.7	-7.7	39.5	48.6
0.0245	-6.0	2.0	-14.8	-8.8	42.5	52.3
0.0245	-6.0	60.0	-14.0	-8.0	39.5	48.6
0.0330	-3.0	2.0	-5.4	-2.4	39.5	48.6
0.0330	-3.0	57.0	-5.2	-2.2	37.0	45.5
0.0330	-6.0	2.0	-9.4	-3.4	40.0	49.2
0.0330	-6.0	57.0	-9.1	-3.1	37.5	46.1
0.0433	-3.0	2.0	-4.6	-1.6	38.5	47.4
0.0433	-3.0	51.0	-4.7	-1.7	36.5	44.9
0.0433	-6.0	2.0	-8.6	-2.6	39.0	48.0
0.0433	-6.0	51.0	-7.8	-1.8	36.5	44.9

Tabelle 4.8: Trimmzustände zur Ermittlung des Flugbereiches bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$ nach FAR, $h_{Trim} = 30.0 \text{ m}$ (Auswahl)

In den Abfanggrenzen wurden die Grenzwerte der Längslagewinkeln mit $\Theta_{TrimLim} = -15.0^\circ$, $\Theta_{Tdmin} = 0.5^\circ$ und $\Theta_{Tdmax} = 8.0^\circ$ definiert.

Mit dem geringsten Ausblaskoeffizienten von $C_\mu = 0.0245$ ist für alle Schwerpunktlagen und Flugbahnwinkeln keine Landung möglich. Unter Einbeziehung der *FAR*-Sicherheitsmarge ergeben sich bei relativ hohen Fluggeschwindigkeiten geringe Anstellwinkeln und negative Längslagen zwischen $\Theta_{Trim} \approx -10.5^\circ$ und $\Theta_{Trim} \approx -15.0^\circ$. Die erforderliche Anstellwinkeländerung zur Reduzierung der Sinkrate ist zu gering, die Längslage bleibt damit bis $\gamma_{Trim} = -6.0^\circ$ negativ (vgl. Abb. 4.15). Der Längslagewinkel würde für Flugbahnwinkeln zwischen $\gamma_{Trim} = -6.0^\circ$ und $\gamma_{Trim} = -7.0^\circ$ positive Werte bei hinterer Schwerpunktlage einnehmen, aber das resultierende maximale Lastvielfache überschreitet ab $\gamma_{Trim} = -6.0^\circ$ die Grenze von $n_z = 1.2$. Zusätzlich erreicht der Längslagewinkel des getrimmten Flugzustandes ab $\gamma_{Trim} = -6.2^\circ$ seine Grenze von $\Theta_{TrimLim} = -15.0^\circ$.

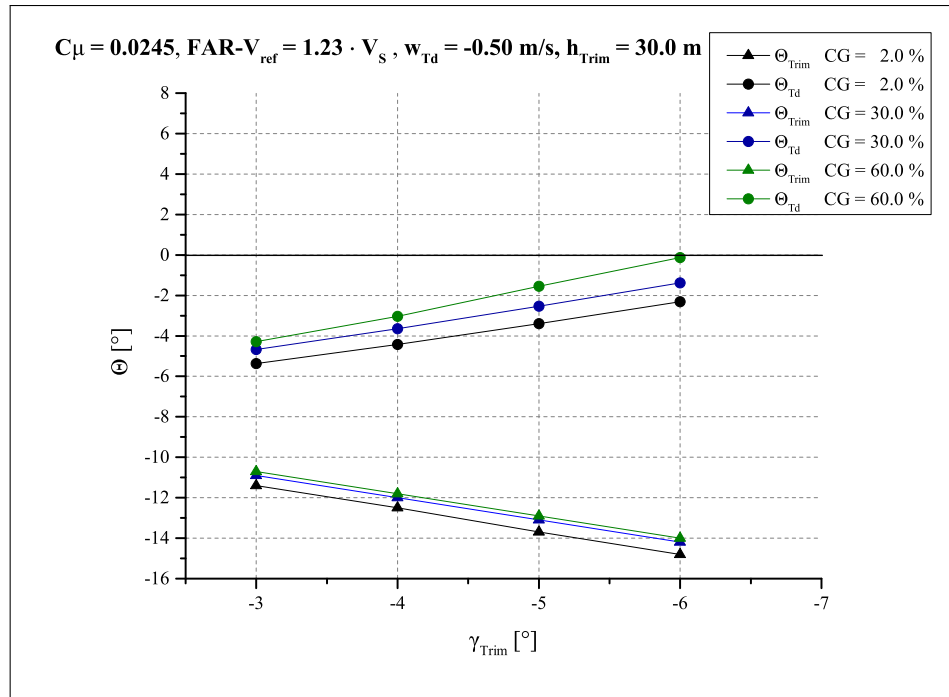


Abbildung 4.15: Trim- und Aufsetz-Längslagewinkeln in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $C_\mu = 0.0245$

Bei einem Ausblaskoeffizienten von $C_\mu = 0.0330$ können in Abhängigkeit der Schwerpunktlage und des Flugbahnwinkels ausreichend positive Längslagen erreicht werden. Die Landung ist mit diesem Ausblaskoeffizienten nur bei bestimmten Schwerpunktlagen und Flugbahnwinkeln möglich. Ab $\gamma_{Trim} > -4.3^\circ$ ist das Gelingen der Landung unabhängig von der Wahl der Schwerpunktlage (vgl. 4.16).

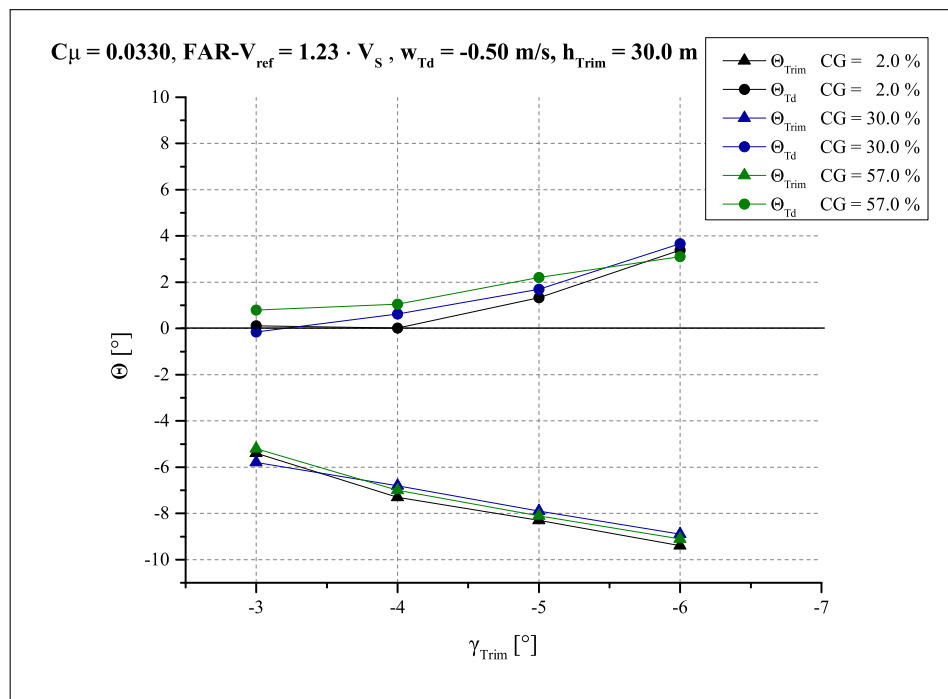


Abbildung 4.16: Trim- und Aufsetz-Längslagewinkeln in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $C_\mu = 0.0330$

Eine Unabhängigkeit vom Flugbahnwinkel und der Schwerpunktlage liefert der maximale Ausblaskoeffizient $C_\mu = 0.0433$. Hier sind Anstellwinkel und Längslagewinkel durch die relativ niedrige Fluggeschwindigkeit größer als in der Konfiguration mit geringster Ausblasung. Die nötige Anstellwinkeländerung beim Abfangen reicht hier aus, um ausschließlich positive Aufsetz-Längslagen innerhalb der Grenzen zu erreichen. Eine Landung gelingt hier für alle Flugbahnwinkeln bis $\gamma_{Trim} = -6^\circ$ und einer Schwerpunktlage bis $CG = 51.0 \%MAC$ (vgl. 4.17). Der Schwerpunktbereich ist mit dieser Ausblasung auf $CG = 54.0 \%MAC$ bei $\gamma_{Trim} = -3.0^\circ$ bis $CG = 51.0 \%MAC$ bei $\gamma_{Trim} = -6.0^\circ$ begrenzt⁹, damit die Anstellwinkelgrenze des Höhenleitwerkes beim Abfangen ($\alpha_{Stab_{max}} = 17.0^\circ$) nicht überschritten wird.

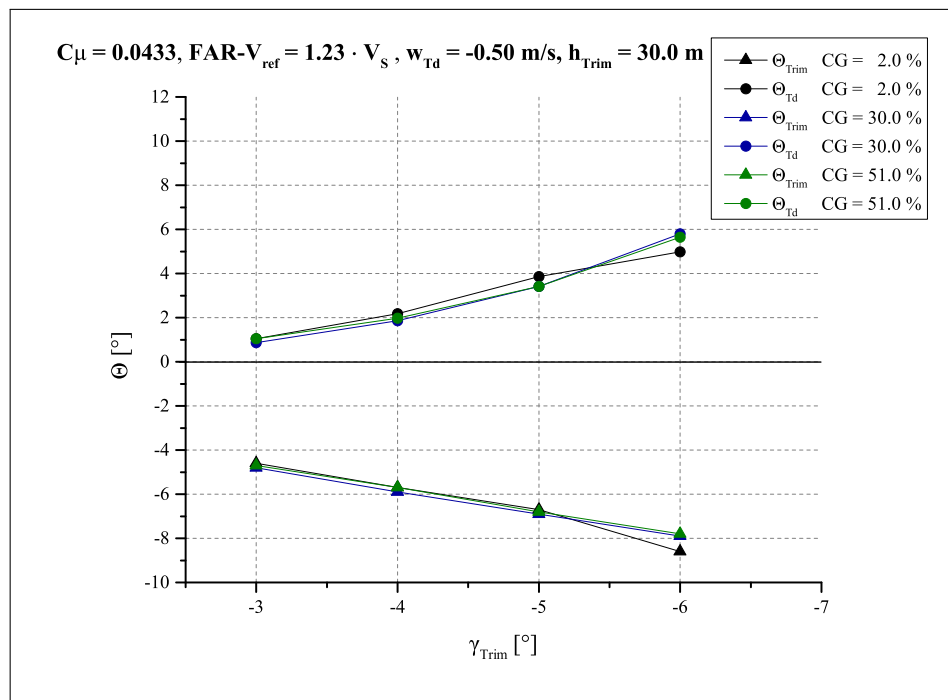


Abbildung 4.17: Trim- und Aufsetz-Längslagewinkeln in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels und der Schwerpunktlage, $C_\mu = 0.0433$

⁹Im Diagramm 4.17 ist zur besseren Darstellung eine einheitliche Schwerpunktlage von $CG = 51.0 \%MAC$ gewählt worden.

Grenzen bei $C_\mu = 0.0330$

Die vordere Lage des Schwerpunktes ist für geringe Flugbahnwinkeln stark beschränkt, weil die Längslageänderung zum Erreichen des minimalen Aufsetz-Längslagewinkels $\Theta_{Td_{min}}$ bei zu hoher Fluggeschwindigkeit nicht ausreicht. Mit Zunahme des Flugbahnwinkels erweitert sich diese Grenze. Ab $\gamma_{Trim} = -5.0^\circ$ bis $\gamma_{Trim} = -6.7^\circ$ ist sie nur durch die Steuerbarkeitsgrenze im Trimmzustand limitiert. Hier ist die erforderliche Längslageänderung groß genug, um unabhängig von der Fluggeschwindigkeit bzw. der Schwerpunktlage landen zu können. Ab $\gamma_{Trim} \leq -6.8^\circ$ reduziert sich die vordere Schwerpunktlage wieder, weil die minimale Schubhebelstellung bei ansonsten zu hoher Fluggeschwindigkeit unterschritten wird. Die hintere Schwerpunktlage wird für alle Flugbahnwinkeln bei vorgeschriebener Referenzgeschwindigkeit durch den maximalen Anstellwinkel des Höhenleitwerkes, $\alpha_{Stab_{max}}$, während des Abfangmanövers begrenzt. Die Maximalwerte des statischen Anstellwinkels betragen hier je nach Konfiguration $11.4^\circ - 14.3^\circ$.

Bei Manövern mit Konfigurationen von $\gamma_{Trim} = -6.6^\circ$ bei $CG = 2.0\% - 17.0\%$ bis $\gamma_{Trim} = -6.8^\circ$ bei $CG = 7.0\% - 17.0\%$ wird die Grenze des maximalen Lastfaktors überschritten. Hier entstehen Lastfaktoren bis $n_{z_{max}} \approx 1.22$. Eine sichere Landung kann hiermit trotzdem durchgeführt werden, nur der Passagierkomfort wird beeinträchtigt. Die Tabelle 4.9 fasst die erläuterten Schwerpunktgrenzen zusammen.

γ_{Trim} [°]	CG [%MAC]	V_{ref} [$\frac{m}{s}$]	Begrenzung der CG-Verschiebung durch
-3.0	56.0	45.5	$\Theta_{Td_{min}}$
-3.0	57.0	45.5	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver
-3.5	35.0	46.7	$\Theta_{Td_{min}}$
-3.5	57.0	45.5	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver
-4.0	25.0	47.4	$\Theta_{Td_{min}}$
-4.0	57.0	46.1	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver
-5.0	2.0	49.2	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-5.0	57.0	46.1	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver
-6.0	2.0	49.2	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-6.0	57.0	46.1	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver
-6.5	2.0	49.2	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-6.5	55.0	46.1	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver
-6.8	7.0	48.6	min. Throttle
-6.8	54.0	46.1	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver
-7.0	51.0	46.1	min. Throttle
-7.0	54.0	46.1	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver

Tabelle 4.9: Vordere und hintere Schwerpunktgrenzen mit Sicherheitsmarge vor Überziehen des Tragflügels bei $C_\mu = 0.0330$, $FAR - V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$, $h_{Trim} = 30.0 \text{ m}$ für ein Abfangen mit $\dot{h}_{Td} = -0.5 \frac{m}{s}$

Grenzen bei $C_\mu = 0.0433$

Die vordere Schwerpunktlage wird bis $\gamma_{Trim} = -6.5^\circ$ nur durch die Steuerbarkeitsgrenze im Trimmzustand begrenzt. Ab $\gamma_{Trim} = -6.6^\circ$ reduziert sich die vordere Schwerpunktgrenze, weil die steilen Flugbahnen große Längslageänderungen erfordern und weil der maximale Aufsetz-Längslagewinkel $\Theta_{Td_{max}}$ erreicht wird. Die hintere Schwerpunktlage wird für alle Flugbahnwinkeln durch den maximalen Anstellwinkel des Höhenleitwerkes, $\alpha_{Stab_{max}}$, während des Manövers limitiert. Der statische Anstellwinkel nimmt hierfür je nach Konfiguration Maximalwerte von $8.7^\circ - 13.6^\circ$ ein. Die Tabelle 4.10 zeigt die für diese Ausblasung bestehenden Schwerpunktgrenzen.

$\gamma_{Trim} [^\circ]$	CG [%MAC]	$V_{ref} [\frac{m}{s}]$	Begrenzung der CG-Verschiebung durch
-3.0	2.0	47.4	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-3.0	54.0	44.9	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver
-4.0	2.0	47.4	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-4.0	53.0	44.9	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver
-5.0	2.0	47.4	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-5.0	52.0	44.9	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver
-6.0	2.0	48.0	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-6.0	51.0	44.9	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver
-6.5	2.0	48.0	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-6.5	51.0	44.9	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver
-6.6	17.0	46.7	$\Theta_{Td_{max}}$
-6.6	51.0	44.9	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver
-7.0	46.0	45.5	$\Theta_{Td_{max}}$
-7.0	49.0	45.5	$\alpha_{Stab_{max}}$ beim Manöver

Tabelle 4.10: Vordere und hintere Schwerpunktgrenzen mit Sicherheitsmarge vor Überziehen des Tragflügels bei $C_\mu = 0.0433$, $FAR - V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$, $h_{Trim} = 30.0 \text{ m}$ für ein Abfangen mit $\dot{h}_{Td} = -0.5 \frac{m}{s}$

Graphische Darstellung beider operationeller Bereiche

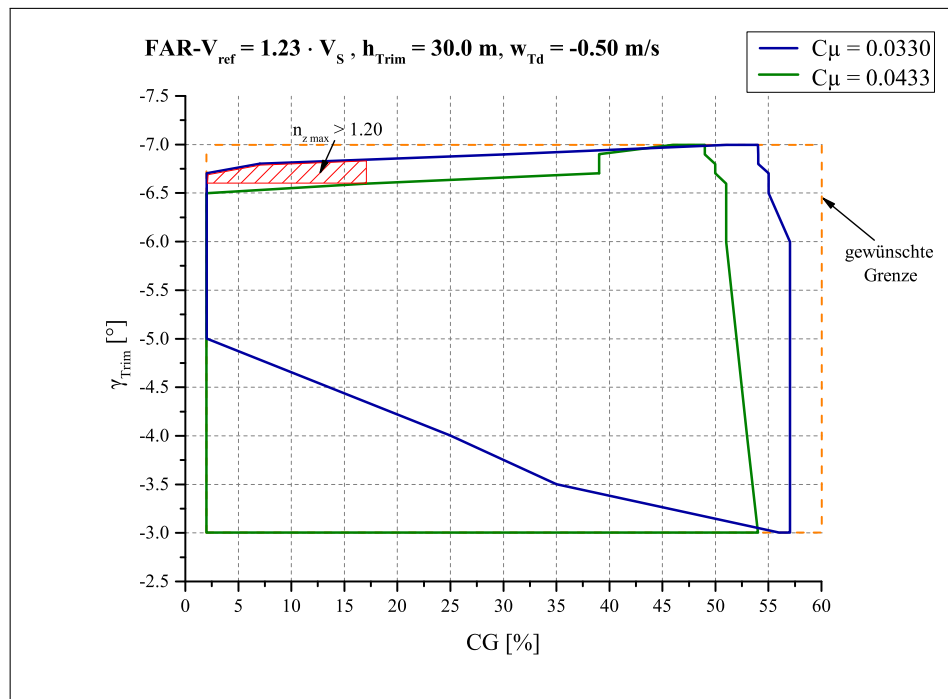


Abbildung 4.18: Graphische Darstellung der operationellen Grenzen in Abhängigkeit der Überziehgeschwindigkeit des Tragflügels

Die Größe des operationellen Bereiches hängt vom Ausblaskoeffizienten ab. Der gesamte gewünschte operationelle Bereich kann auch in Kombination beider Ausblaskoeffizienten nicht genutzt werden. Der mittlere Ausblaskoeffizient $C_\mu = 0.0330$ ist für Standard-Anflüge mit $\gamma \approx -3.0^\circ$, wie sie heute auf einer Vielzahl internationaler Flughäfen durchgeführt werden, nicht geeignet. Ein Abfangmanöver ist nur mit einer bestimmten Schwerpunktlage möglich. Ebenso ist der Flugbereich bei mittleren und vorderen Schwerpunktlagen stark beschränkt. Der mittlere Ausblaskoeffizient bietet aber bei steilen Flugbahnwinkeln ab $\gamma_{Trim} = -5.0^\circ$ einen großen nutzbaren Schwerpunktbereich, und im Vergleich zum maximalen Ausblaskoeffizienten ist sein hinterer Schwerpunktbereich erweitert.

Der maximale Ausblaskoeffizient $C_\mu = 0.0433$ ist im hinteren Schwerpunktbereich für alle Flugbahnwinkeln beschränkt. Allerdings sind die mittleren und vorderen Schwerpunktlagen in einem großen Bereich nutzbar. Beide Ausblaskoeffizienten ermöglichen bei bestimmten Schwerpunktlagen auch noch Abfangmanöver bei einem Flugbahnwinkel von $\gamma_{Trim} = -7.0^\circ$. Kritisch ist ein Anflug bei $\gamma_{Trim} = -3.0^\circ$ und $CG = 56.0 \%$, weil mit keinem der beiden

Ausblaskoeffizienten ein Abfangmanöver gelingt. Es muss die Ausblasung verändert werden. Beispielsweise ist hier ein Abfangmanöver mit einem Zwischenwert von $C_\mu = 0.0380$ innerhalb der Manövergrenzen möglich. Der Bereich $n_{z_{max}} > 1.2$ ist bzgl. des Passagierkomforts beschränkend.

4.3.2 Flugbereich mit Sicherheitsmarge vor Überziehen des Tragflügels und des Höhenleitwerkes

Die *FAR Part 25* sehen ein Überziehen des Höhenleitwerkes nicht vor [7]. In dieser Arbeit wird angenommen, dass die durch die *FAR Part 25* definierte Sicherheitsmarge vor dem Überziehen des Tragflügels auch auf das Höhenleitwerk anwendbar ist. Die Mindestgeschwindigkeit für die Effektivität des Höhenleitwerkes beträgt damit $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{max}})$.

Wie in vorherigen Abschnitten bereits erläutert, muss der statische Anstellwinkel des Höhenleitwerkes bei einer Verschiebung des Schwerpunktes in Richtung Flugzeugheck zunehmen. Der statische Anstellwinkel lässt sich aber durch eine Erhöhung der Fluggeschwindigkeit reduzieren. Mithilfe der Trimmrechnung wird für jede Schwerpunktlage (Verschiebung nach hinten), und in Abhängigkeit des Flugbahnwinkels, die Fluggeschwindigkeit ermittelt, für die der statische Anstellwinkel des Höhenleitwerkes maximal ist. Die Fluggeschwindigkeit wird solange um $0.5 \frac{m}{s}$ erhöht, bis $(\alpha_{Stab_{stat}})_{max} \leq 18.0^\circ$ ist. In diesem unkonventionellen Fall nimmt die Überziehgeschwindigkeit, mit Verschiebung des Schwerpunktes nach hinten, zu. Für den Flugbahnwinkel und die Schwerpunktlage ist eine Genauigkeit von $\gamma_{Trim} = 0.1^\circ$ und $CG = 1.0 \%MAC$ vorgesehen. Die neuen Überziehgeschwindigkeiten werden anschließend mit der Sicherheitsmarge von 1.23 multipliziert, und daraus ergibt sich die neue Anflug-Referenzgeschwindigkeit.

Dies hat zur Folge, dass die Längslagen beim Aufsetzen, mit Verschiebung der Schwerpunktlage nach hinten, sehr schnell abnehmen und früher negative Werte erreichen. Der nutzbare hinterste Schwerpunktbereich verkleinert sich.

C_μ [-]	γ_{Trim} [°]	CG [%MAC]	$FAR-V_S$ [$\frac{m}{s}$]	V_{SStab} [$\frac{m}{s}$]	V_{Trim} [$\frac{m}{s}$]	Θ_{Trim} [°]
0.0330	-4.0	42.0	38.0	38.0	46.7	-6.8
0.0330	-4.0	46.0	38.0	39.5	48.6	-9.5
0.0330	-6.0	42.0	38.0	38.0	46.7	-8.8
0.0330	-6.0	46.0	38.0	39.5	48.6	-11.6
0.0433	-4.0	40.0	37.0	37.0	45.5	-5.7
0.0433	-4.0	46.0	36.5	39.0	48.0	-9.5
0.0433	-6.0	41.0	37.0	37.0	45.5	-7.9
0.0433	-6.0	56.0	37.0	39.0	48.0	-11.7

Tabelle 4.11: Trimmzustände zur Ermittlung des Flugbereiches bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V_{SStab}$, $h_{Trim} = 30.0$ m (Auswahl)

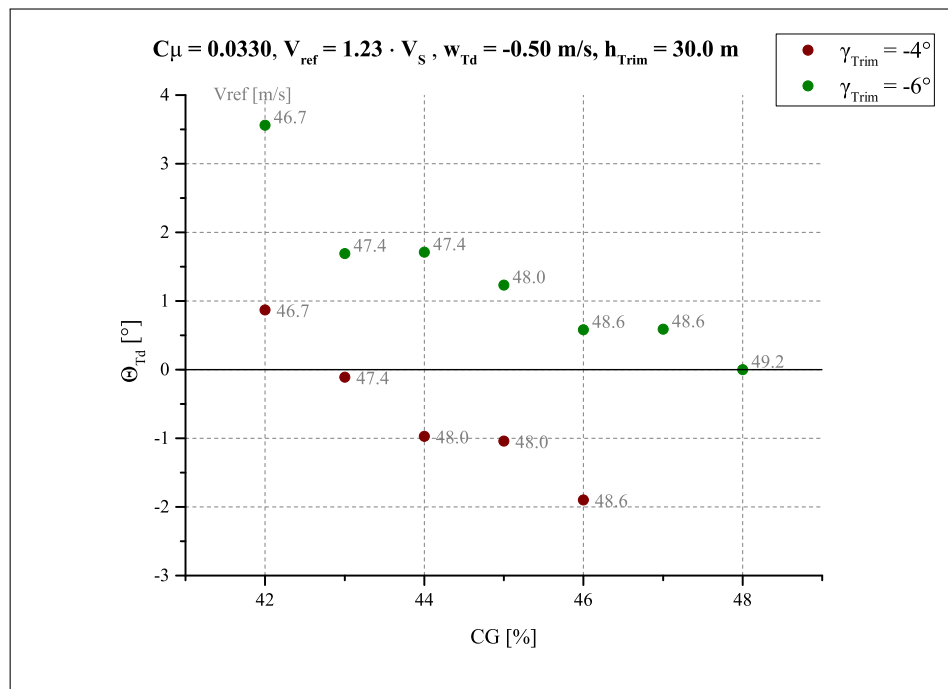


Abbildung 4.19: Längslagewinkeln beim Aufsetzen, $C_\mu = 0.0330$, $V_S = V_{SStab}$ (Auswahl)

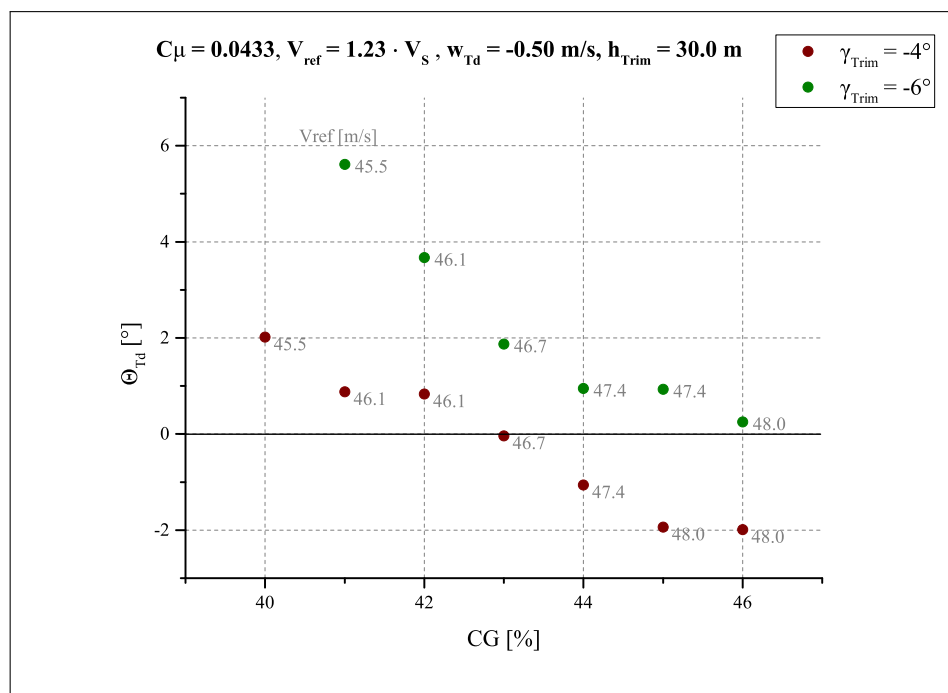


Abbildung 4.20: Längslagewinkeln beim Aufsetzen, $C_{\mu} = 0.0433, V_S = V_{S_{\text{Stab}}}$ (Auswahl)

Grenzen bei $C_\mu = 0.0330$

Bei vorderen Schwerpunktlagen und geringen Flugbahnwinkeln bis $\gamma_{Trim} = -4.9^\circ$ kann die erforderliche Längslageänderung zu gering sein. Geringere Referenzgeschwindigkeiten bzw. das Verschieben des Schwerpunktes nach hinten verhindert das Unterschreiten des minimalen Aufsetz-Längslagewinkels. Die Schwerpunktlage ist für Bahnwinkeln von $\gamma_{Trim} = -5.0^\circ$ bis $\gamma_{Trim} = -6.7^\circ$ im vorderen Bereich durch die Steuerbarkeitsgrenze im Trimmzustand limitiert. Bei Flugbahnwinkeln von $\gamma_{Trim} = -6.8^\circ$ und $\gamma_{Trim} = -6.9^\circ$ kann bei zu hoher Referenzgeschwindigkeit bzw. zu weit vorne liegender Schwerpunktlage die minimale Schubhebelstellung unterschritten werden.

Die hinteren Schwerpunktlagen sind für Flugbahnwinkeln von $\gamma_{Trim} = -3.4^\circ$ bis $\gamma_{Trim} = -6.7^\circ$ durch den minimalen Aufsetz-Längslagewinkel beschränkt. Für Bahnwinkeln von $\gamma_{Trim} = -6.8^\circ$ und $\gamma_{Trim} = -6.9^\circ$ wird die Schwerpunktlage bzw. die Referenzgeschwindigkeit durch die minimale Schubhebelstellung beeinflusst. Der maximale Anstellwinkel des Höhenleitwerkes während des Manövers stellt hier keine Begrenzung mehr dar. Aufgrund der relativ hohen Referenzgeschwindigkeit nimmt der statische Anstellwinkel je nach Konfiguration nur noch Maximalwerte von $5.7^\circ - 6.7^\circ$ ein. Für den dynamischen Anstellwinkel sind damit größere Werte möglich. Bei Manövern mit Konfigurationen von $\gamma_{Trim} = -6.6^\circ$ bei $CG = 2\% - 17\%$ bis $\gamma_{Trim} = -6.8^\circ$ bei $CG = 7\% - 17\%$ wird auch hier die Grenze des maximalen Lastfaktors überschritten. Die für diese Ausblasung bestehenden Schwerpunktgrenzen werden mit der Tabelle 4.12 zusammengefasst.

γ_{Trim} [°]	CG [%MAC]	V_{ref} [$\frac{m}{s}$]	Begrenzung der CG-Verschiebung durch
-3.4	39.0	46.7	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $FAR-V_{ref}$
-3.4	41.0	46.7	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$
-3.5	35.0	46.7	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $FAR-V_{ref}$
-3.5	41.0	46.7	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$
-4.0	25.0	47.4	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $FAR-V_{ref}$
-4.0	42.0	46.7	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$
-5.0	2.0	49.2	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-5.0	43.0	47.4	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$
-6.0	2.0	49.2	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-6.0	47.0	48.6	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$
-6.5	2.0	49.2	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-6.5	48.0	49.2	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$
-6.8	7.0	48.6	min. Throttle bei $FAR-V_{ref}$
-6.8	48.0	49.2	min. Throttle bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$
-6.9	30.0	47.4	min. Throttle bei $FAR-V_{ref}$
-6.9	44.0	47.4	min. Throttle bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$

Tabelle 4.12: Vordere und hintere Schwerpunktgrenzen mit Sicherheitsmarge vor Überziehen des Tragflügels und des Höhenleitwerkes bei $C_\mu = 0.0330$, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$, $h_{Trim} = 30.0 \text{ m}$ für ein Abfangen mit $\dot{h}_{Td} = -0.5 \frac{m}{s}$

Grenzen bei $C_\mu = 0.0433$

Vordere Schwerpunktlagen sind für Flugbahnwinkeln bis $\gamma_{Trim} = -6.5^\circ$ aufgrund der Steuerbarkeitsgrenze im Trimmzustand limitiert. Flugbahnwinkeln ab $\gamma_{Trim} = -6.6^\circ$ erfordern große Längslageänderungen, mit denen der maximale Aufsetz-Längslagewinkel erreicht wird. Bei $\gamma_{Trim} = -7.0^\circ$ und $CG = 42.0 \%MAC$ überzieht das Höhenleitwerk erstmalig vor dem Tragflügel, diese Schwerpunktlage liegt damit nicht mehr im *FAR*-Bereich. Die nötige Geschwindigkeitserhöhung reduziert aber den Aufsetz-Längslagewinkel. Bei alleiniger Betrachtung des Überziehens des Tragflügels wird der maximale Längslagewinkel beim Aufsetzen schon bei $CG = 46.0 \%MAC$ erreicht (vgl. Tab. 4.10).

Bei hinteren Schwerpunktlagen bis $\gamma_{Trim} = -6.9^\circ$ führt die nötige Geschwindigkeitserhöhung, für die Einhaltung von $(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$, zur Unterschreitung des minimalen Aufsetz-Längslagewinkels. Ab $\gamma_{Trim} = -7.0^\circ$ und $CG = 48.0 \%MAC$ setzt durch die nötige Geschwindigkeitserhöhung die Grenze der minimalen Schubhebelstellung ein. Der maximale Anstellwinkel des Höhenleitwerkes während des Manövers ist auch hier nicht mehr limitierend. Aufgrund der relativ hohen Referenzgeschwindigkeit nimmt der statische Anstellwinkel je nach Konfiguration nur noch Maximalwerte von $5.9^\circ - 7.0^\circ$ ein. Damit sind für den dynamischen Anstellwinkel größere Werte möglich. Die Tabelle 4.13 fasst die Schwerpunktgrenzen für diese Ausblasung zusammen.

γ_{Trim} [°]	CG [%MAC]	V_{ref} [$\frac{m}{s}$]	Begrenzung der CG-Verschiebung durch
-3.0	2.0	47.4	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-3.0	40.0	45.5	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$
-4.0	2.0	47.4	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-4.0	42.0	46.1	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$
-5.0	2.0	47.4	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-5.0	43.0	46.7	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$
-6.0	2.0	48.0	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-6.0	45.0	47.4	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$
-6.5	2.0	48.0	Steuerbarkeitsgrenze (Trimmzustand)
-6.5	47.0	48.0	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$
-6.6	17.0	46.7	$\Theta_{Td_{max}}$ bei $FAR \cdot V_{ref}$
-6.6	47.0	48.6	$\Theta_{Td_{min}}$ bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$
-7.0	42.0	46.1	$\Theta_{Td_{max}}$ bei $FAR \cdot V_{ref}$
-7.0	48.0	48.6	min. Throttle bei $V_{ref} = 1.23 \cdot V(\alpha_{Stab_{stat}})_{max}$

Tabelle 4.13: Vordere und hintere Schwerpunktgrenzen mit Sicherheitsmarge vor Überziehen des Tragflügels und des Höhenleitwerkes bei $C_\mu = 0.0433$, $V_{ref} = 1.23 \cdot V_S$, $h_{Trim} = 30.0 \text{ m}$ für ein Abfangen mit $\dot{h}_{Td} = -0.5 \frac{m}{s}$

Graphische Darstellung beider operationeller Bereiche

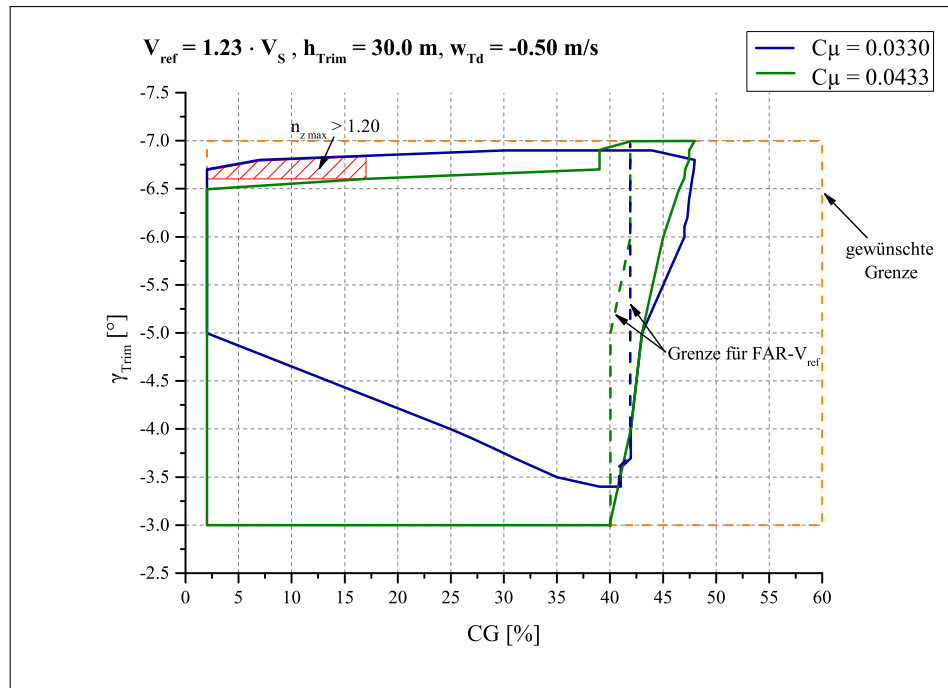


Abbildung 4.21: Graphische Darstellung der operationellen Grenzen in Abhängigkeit der Überziehgeschwindigkeit des Tragflügels und des Höhenleitwerkes

Die Einbeziehung des möglichen Überziehens des Höhenleitwerkes führt zu einer weiteren Beschränkung des operationellen Bereiches. Insbesondere die maximalen hinteren Schwerpunktlagen sind nur noch im Bereich von 40.0 % – 48.0 % nutzbar. Für beide Ausblas-koeffizienten ist die mögliche hinterste Schwerpunktlage bis $\gamma_{Trim} = -6.7^\circ$ ausschließlich durch das Erreichen der minimalen Längslage beim Aufsetzen beschränkt. Landungen unter Standard-Anflügen bei $\gamma_{Trim} = -3.0^\circ$ und unter sehr steilen Anflügen bei $\gamma_{Trim} = -7.0^\circ$ sind nur noch mit dem maximalen Ausblas-koeffizienten möglich. Der Bereich $n_{z_{max}} > 1.2$ ist auch hier bzgl. des Passagierkomforts beschränkend.

5 Zusammenfassung und Ausblick

Die in dieser Arbeit erzielten Ergebnisse zeigen, dass Abfangmanöver, wie sie mit konventionellen Flugzeugen durchgeführt werden, auch mit diesem Flugzeug durchführbar sind. Am Ende der Abfangmanöver ergeben sich Flugparameter, die eine sichere und „weiche“ Landung selbst bei einem Bahnwinkel von $\gamma_{Trim} = -7.0^\circ$ sowie einer Sinkgeschwindigkeit von $\dot{h}_{Trim} = -5.6 \frac{m}{s}$ gewährleisten. Die erzielten Ergebnisse zeigen aber auch, dass nicht der gesamte gewünschte Flugbereich, zum Erreichen der definierten Parameter am Ende des Abfangbogens, nutzbar ist. Der mögliche Flugbereich ist mit Flugbahnwinkeln bis $\gamma_{Trim} = -7.0^\circ$, im Vergleich zu dem konventioneller Flugzeuge¹, groß. Es ergibt sich, dass Trimmzustand und Manöver gekoppelt sind. Der Trimmzustand zu Beginn des Manövers übt maßgeblichen Einfluss auf die Flugparameter am Ende des Abfangbogens aus und bestimmt die Durchführbarkeit der Landung. Das Flugzeug kann nicht ungeachtet der Ausgangslage abgefangen und sicher gelandet werden. Die Größe der Flugzeuglängslage am Ende des Abfangbogens ist ein kritischer Parameter. Er bestimmt, ob eine Landung überhaupt durchführbar ist. Mit der geringsten Ausblasung von $C_\mu = 0.0245$ werden ausschließlich negative Aufsetz-Längslagen erreicht. Eine Landung ist mit geringster Ausblasung nicht möglich. Der umfangreichste operationelle Bereich liefert die maximale Ausblasung von $C_\mu = 0.0433$, weil hiermit die geringsten Referenzgeschwindigkeiten möglich sind. Die Referenzgeschwindigkeit sollte grundsätzlich so gering wie möglich gewählt werden. Zum einen fließt sie quadratisch in die Abfanghöhe und -strecke ein, zum anderen beeinflusst sie bei diesem Flugzeug maßgeblich die Längslage am Ende des Abfangmanövers. Die Optimierung der Manöver wird auch bei Zunahme der Fluggeschwindigkeit schwieriger. Die ermittelten operationellen Bereiche gelten nur unter der Voraussetzung, dass der Ausblaskoeffizient während des Manövers konstant ist. Dies muss technisch umsetzbar sein.

Das mögliche Überziehen des Höhenleitwerkes sowohl im Trimmzustand als auch während des Manövers stellte sich als weiterer kritischer Parameter heraus, der starken Einfluss auf den operationellen Bereich, insbesondere bzgl. der hinteren Schwerpunktlagen, ausübt. Hier sind Schwierigkeiten mit der FAR-Zertifizierung zu erwarten. Eine Zertifizierung auf Grundlage

¹Standard-Anflug mit $\gamma \approx -3.0^\circ$

des Überziehens des Höhenleitwerkes ist mit einer Sicherheitsmarge von $V_{ref} = 1.23 \cdot V_{S_{Stab}}$ nicht zu empfehlen, weil sich damit der operationelle Bereich stark verkleinert. Es sollte eine Verbesserung des Überziehverhaltens des Höhenleitwerkes zu einem Überziehen bei höheren Anstellwinkeln angestrebt werden. Zum einen wird damit die aktuelle *FAR*-Zertifizierung ermöglicht, zum anderen kann der dynamische Anstellwinkel während des Manövers vergrößert werden, was eine Erweiterung des operationellen Bereiches zulässt. Auch sollte ein Durchstarten während des Abfangmanövers in Erwägung gezogen werden, weil *FAR*-Mindeststeigforderungen Einfluss auf den Anflug sowie das Abfangmanöver ausüben können, und weil sich der dynamische Anstellwinkel bei einem Durchstart-Manöver weiter vergrößert. Die Möglichkeit, auch solch ein Höhenleitwerk mit einer aktiven Ausblasung, einer Senknase o.ä. auszustatten, sollte überprüft werden.

Die resultierenden Werte der Abfanghöhe und der Abfangstrecke wurden in dieser Arbeit nicht weiter analysiert. Sie gewinnen erst an Bedeutung, wenn der gesamte Landevorgang und die benötigte Strecke bis zum Stillstand auf der Landebahn untersucht wird. Das resultierende maximale Lastvielfache stellt nur in einem kleinen Flugbereich eine Einschränkung im Passagierkomfort dar. Der Großteil der Abfangmanöver kann mit maximalem Lastvielfachen von $n_z \leq 1.2$ geflogen werden. Die empfohlene Geschwindigkeit beim Aufsetzen $V_{Td} \geq 1.15 \cdot V_S$ wird bei keinem der in den operationellen Grenzen liegenden Abfangmanöver² unterschritten.

Die Verstärkungsfaktoren des Abfangreglers wurden, bis zum Erreichen eines optimalen Manövers, iterativ ermittelt. Im weiteren Verlauf des Projektes sollte versucht werden, ein Gesetz zu finden, welches die Verstärkungsfaktoren berechnet. Dies würde die Durchführung der Simulation vereinfachen und beschleunigen.

Insgesamt zeigen die Ergebnisse dieser Arbeit, dass der Einsatz eines aktiven Hochauftriebsystems zu einem komplexen Abfangmanöver mit flugmechanischen Herausforderungen führt. Trotzdem sind die Ergebnisse positiv zu bewerten, weil sie zeigen, dass ein Abfangen mit sicherer Landung mit diesem Flugzeug grundsätzlich möglich ist. Mit einer Verbesserung des Abfangreglers und der eventuellen Möglichkeit eines effizienteren Höhenleitwerks besteht weiteres Potential zur Optimierung des Abfangverhaltens dieses Flugzeuges.

²Schubreduzierung ab 1 m über Grund

Literaturverzeichnis

- [1] *Future Journeys : 2013, 2032*. Airbus S.A.S., Blagnac Cedex, 2013
- [2] DIEKMANN, Jobst H.: *Trim Analysis of Nonlinear Flight Dynamics for a Civil Aircraft with Active High-Lift System*. German Aerospace Center (DLR), Institute of Flight Systems, Braunschweig, 2014
- [3] BURNAZZI, Marco: *Design of a Droopnose Configuration for a Coanda Active Flap Application*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, 2013
- [4] BRÜNING, Gerhard: *Flugleistungen : Grundlagen, Flugzustände, Flugabschnitte, Aufgaben und Lösungen*. 2. neubearb. u. erw. Aufl., Berlin [u.a.] : Springer, 1986
- [5] ROSKAM, Jan: *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control. Part 2*. 2. print., Lawrence : DARcorporation, 1998
- [6] BROCKHAUS, Rudolf: *Flugregelung 2 : Entwurf von Regelsystemen*. München, Wien : Oldenbourg, 1979
- [7] *Federal Aviation Regulations* <http://www.airweb.faa.gov>, Zugriff: 07.05.2014
- [8] MCLEAN, Donald: *Automatic Flight Control Systems*. New York [u.a.] : Prentice Hall, 1990
- [9] ROSKAM, Jan: *Airplane Design. Part 3: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage*. Ottawa : Roskam Aviation, 1986
- [10] HEINZE, Wolfgang: *SFB880 Reference Aircraft*. Inst. f. Flugzeugbau und Leichtbau, Technische Universität Braunschweig, 2011
- [11] RAYMER, Daniel P.: *Aircraft Design : a Conceptual Approach*. 3. Aufl., Reston : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999

Anhang

A Modelle und Code des Abfangreglers

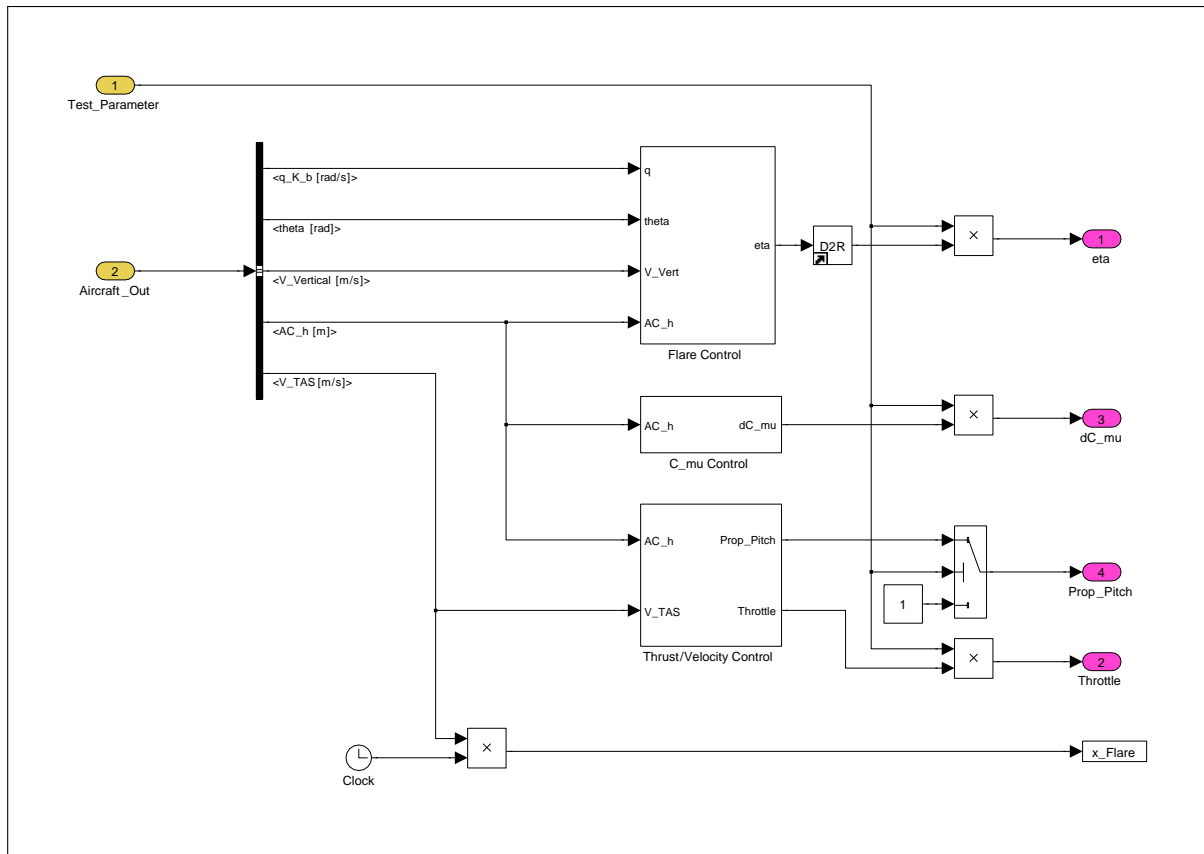


Abbildung A.1: Hauptstruktur zur Durchführung des Abfangmanövers

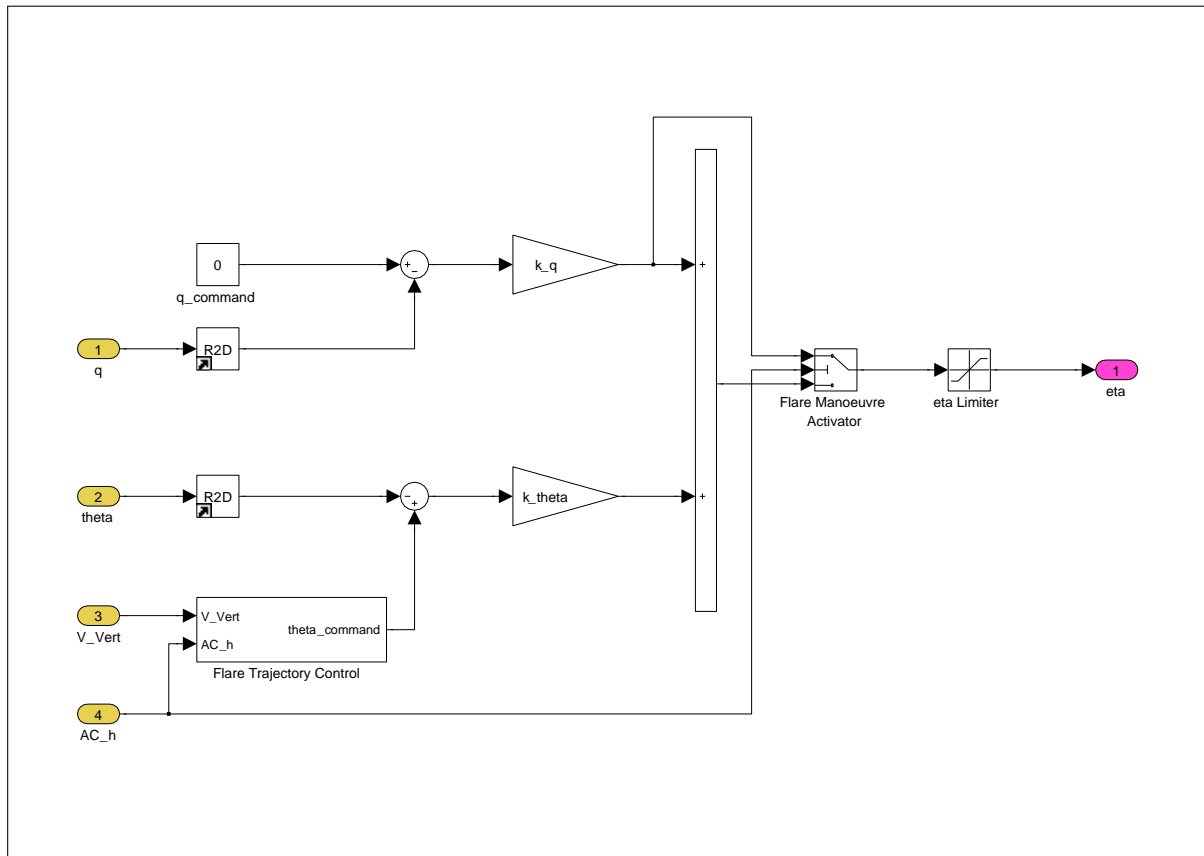


Abbildung A.2: Abfangregler

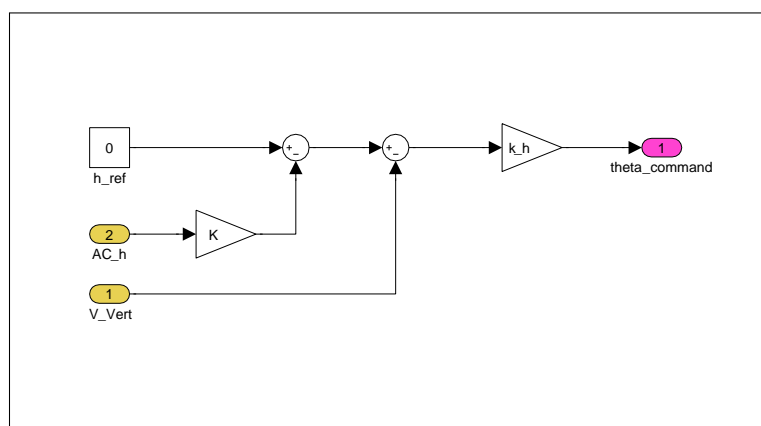


Abbildung A.3: Regelgesetz zur Bestimmung der Abfangtrajektorie mit Abfangkonstante K

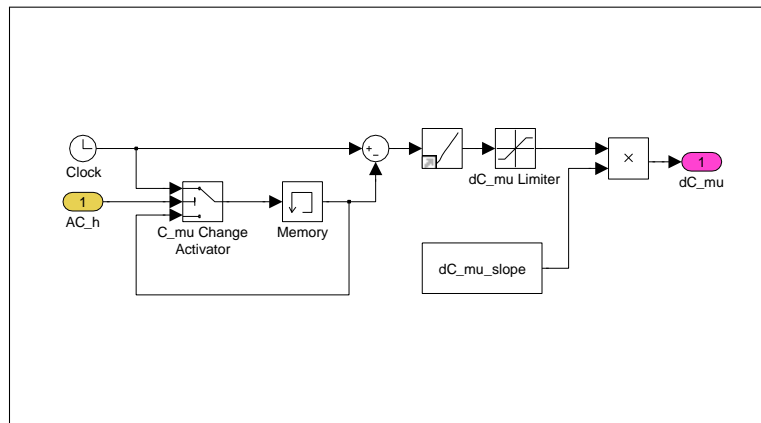


Abbildung A.4: Steuerung des Ausblaskoeffizienten C_{mu}

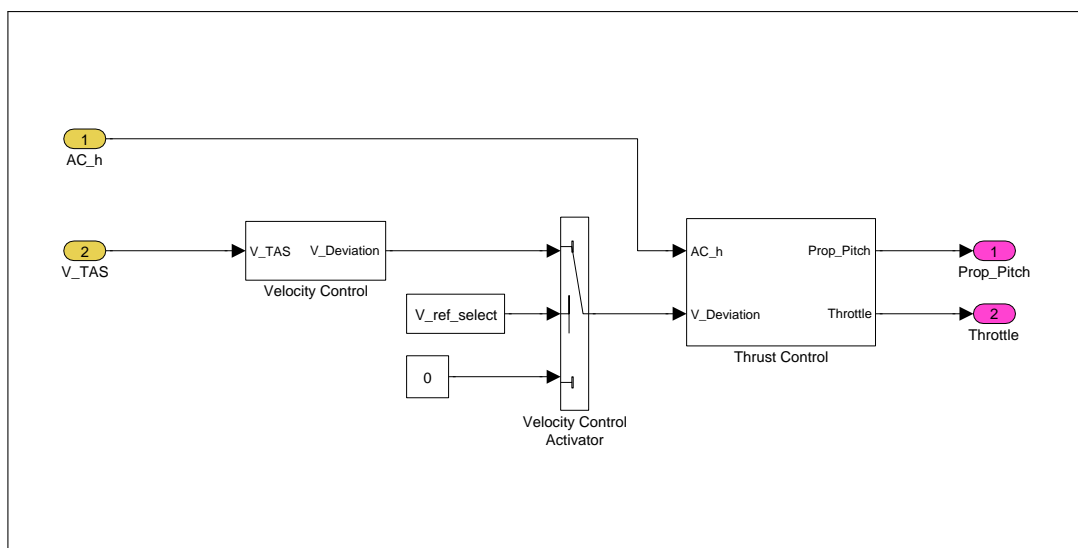


Abbildung A.5: Schub- und Geschwindigkeitssteuerung

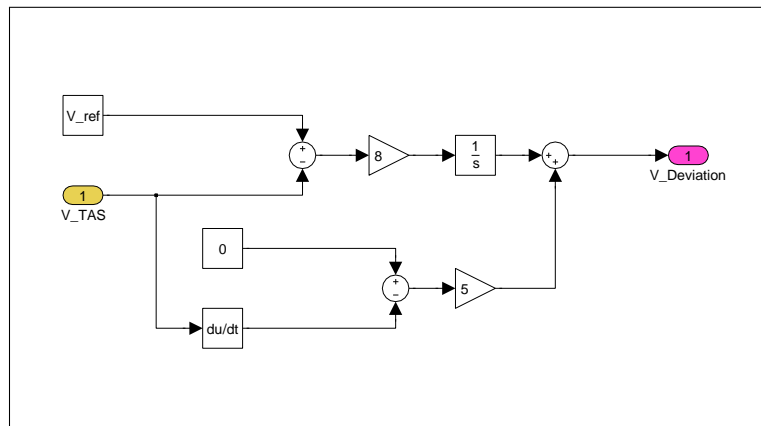


Abbildung A.6: Geschwindigkeitssteuerung

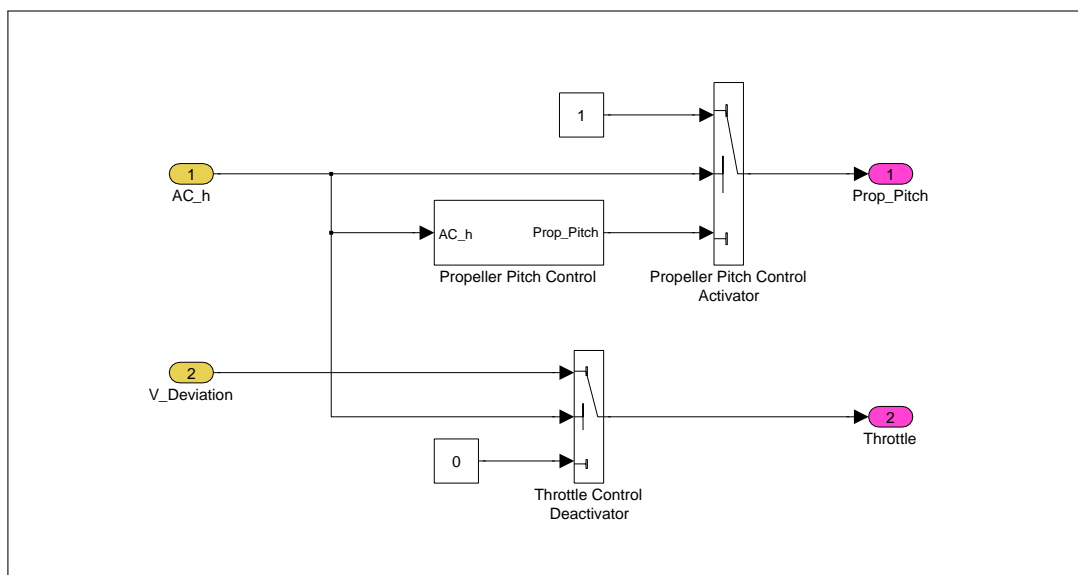


Abbildung A.7: Schubsteuerung

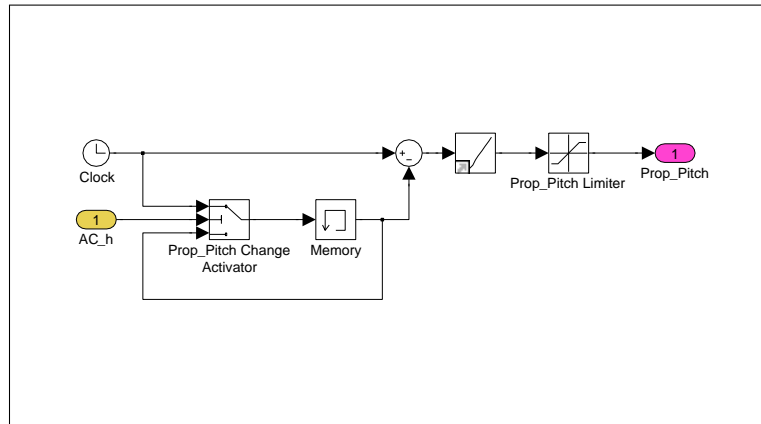


Abbildung A.8: Steuerung zur Propellerblattverstellung

```

%* Landing Flare Parameters

Gamma          = -6.0;           % Flight Path Angle of Trim Condition [deg]
V_ref           = 47.4;           % V_TAS of Trim Condition [m/s]
V_ref_select    = 0;              % Velocity Control [-]
                                % [0] No Control
                                % [1] Constant V_ref
h_0             = 17.0;           % Flare Initialization Height [m]
K               = (V_ref*sin(-1*Gamma*pi/180))/(h_0-5); % Calculates Flare Constant [-]
k_q            = -2.0;            % Pitch Rate Control Gain [-]
k_theta         = -2.5;           % Pitch Control Gain [-]
k_h            = -1.0;            % Height Control Gain [-]
h_Thrust_0      = 6.0;           % Height of Thrust Retarding to Zero [m]
dC_mu_slope     = 0;              % C_mu Increase/Decrease [-]
                                % [0] No Change
                                % [1] Increase
                                % [-1] Decrease
dC_mu           = 0;              % Value of C_mu Change (positive Values) [-]
h_dC_mu         = 0;              % Height of C_mu Change [m]
    
```

Abbildung A.9: Code zur Vorgabe der Abfangparameter

Eidesstattliche Erklärung

Hiermit versichere ich, die vorliegende Studienarbeit ohne Hilfe Dritter nur mit den angegebenen Quellen und Hilfsmitteln angefertigt zu haben. Alle Stellen, die aus den Quellen entnommen wurden, sind als solche kenntlich gemacht worden. Diese Arbeit hat in gleicher oder ähnlicher Form noch keiner Prüfungsbehörde vorgelegen.

Braunschweig, den 27. Juni 2014

Tobias Spuhler